

Treball de Fi de Grau

Grau en Enginyeria de Tecnologies Industrials

ESTUDI D'UN ALERÓ POSTERIOR DE FÓRMULA 1

MEMÒRIA

Autor: Roger Prieto Seró
Director: Enric Trillas Gay
Convocatòria: Gener 2017



**Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona**



RESUM

En aquest projecte es realitza un estudi aerodinàmic d'un prototip d'aleró posterior de Fórmula 1 de l'any 2016 mitjançant programes de càlcul numèric basats en la Dinàmica Computacional de Fluids (CFD). Durant el projecte s'estudiaran diversos models de l'aleró que inclouran variacions les quals es compararan entre sí. Els dos objectius principals del projecte són visualitzar i entendre el comportament del flux davant dels diversos models, comparar-los i valorar-los, i per altra banda, entendre i especificar les diferències entre el càlcul computacional en 2D i en 3D i saber quina validesa tenen els resultats.

El projecte s'inicia amb un marc teòric que treballa els aspectes bàsics de l'aerodinàmica sempre relacionats amb el món de l'automobilisme, presentant els principis i els conceptes més rellevants que intervenen en el disseny dels models aerodinàmics. Posteriorment, es presenten els dissenys amb els que es treballarà, realitzats amb el programa de CAD SolidWorks® amb les seves mesures i plànols respectius. Aquest disseny, degut a la confidencialitat dels paràmetres de modelatge en la F1 s'ha realitzat manualment a base de fotografies i esbossos.

S'afegeix un petit apartat de càlculs teòrics a partir de resultats extrets de bases de dades experimentals i posteriorment es comencen a presentar els resultats de les simulacions de CFD, realitzades amb el programari ANSYS® Fluent. En aquest estudi es comparen tant els resultats en dues i tres dimensions com els diferents models modificant diferents factors bàsics com l'angle d'atac o la velocitat.

Per últim, es procedeix a analitzar els resultats obtinguts a partir d'un anàlisi dinàmic en el qual es comparen les forces i moments creats en cada situació per a cada model. Amb aquests resultats, s'arriba a obtenir les conclusions del treball, podent trobar les diferències entre els càlculs bidimensionals i els tridimensionals i també aconseguint quantificar els resultats que s'obtenen al implementar els diferents models i per tant assolint els objectius plantejats a l'inici del projecte.

SUMARI

RESUM	1
SUMARI	3
1. GLOSSARI	6
2. PREFACI	9
2.1. Origen del projecte.....	9
2.2. Motivació.....	9
2.3. Requeriments Previs.....	10
3. INTRODUCCIÓ	11
3.1. Objectius del projecte	11
3.2. Abast del projecte.....	11
4. MARC TEÒRIC.....	12
4.1. Introducció a la Fórmula 1.....	12
4.1.1. Els alerons en la F1.....	12
4.1.2. L'aleró posterior	13
4.2. Introducció a l'aerodinàmica.....	14
4.2.1. Conceptes aerodinàmics	14
4.2.2. La viscositat en els fluids	17
5. DISSENY	21
5.1. Alerons en l'actualitat	21
5.2. Perfil alar.....	21
5.3. Derives laterals o <i>endplates</i>	24
5.4. Perfil Gurney.....	26
5.5. Ranures de l'endplate	26
5.6. Leading Edge Slot	27
5.7. Reglamentació FIA	28
5.8. Dissenys de models.....	30
5.8.1. ALA SIMPLE.....	31
5.8.2. ALA GURNEY	32
5.8.3. ALA LES (LEADING SLOT EDGE).....	33
5.8.4. ALERÓ SIMPLE.....	34
5.8.5. ALERÓ COMPLEX	35
5.8.6. ALERÓ COMPLEX AMB RANURES.....	36

6. CÀLCULS TEÒRICS	37
6.1. DISTÀNCIA CRÍTICA.....	37
6.2. El gruix de la capa límit.....	38
6.3. Forces de <i>drag</i> i de <i>lift</i>	39
7. ANÀLISIS PER MECÀNICA COMPUTACIONAL DE FLUIDS.....	43
7.1. INTRODUCCIÓ AL CFD	43
7.2. ANÀLISIS	44
7.2.1. Anàlisi 2D	44
7.2.2 Anàlisi ala 3D	54
7.2.3. Anàlisi aleró 3D	66
7.2.4. Anàlisi d'innovacions.....	75
8. ANÀLISIS DINÀMIC	78
8.1. COMPARACIÓ PER VELOCITATS.....	78
8.2. COMPARACIÓ PER MODELS	79
8.3. MOMENTS.....	81
9. ANÀLISI ECONÓMIC.....	82
10. IMPACTE AMBIENTAL	84
CONCLUSIONS.....	85
Tipus de simulació.....	85
Angle d'atac	86
Models d'ala.....	86
Models d'aleró	87
AGRAÏMENTS	89
BIBLIOGRAFIA	90
ANNEXOS.....	92
A. COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS	92
A.1. BACKGROUND AND HISTORY.....	92
A.2. METHODOLOGY	94
B. BREUS RESUM DE L'EVOLUCIÓ DE L'AERODINÀMICA DE COMPETICIÓ.....	99
B.1.INTRODUCCIÓ	99
B.2. ELS PRIMERS COTXES AERODINÀMICS	99
B.3. ARRIBA EL CAMPIONAT MUNDIAL.....	100
B.4. APARICIÓ DELS PRIMERS ELEMENTS AERODINÀMICS	100
B.5. NAIXEMENT DE L'AERODINÀMICA MODERNA	101
2.6. <i>SKIRTS</i> I L'INICI DEL <i>GROUND EFFECT</i>	102

B.7. PROHIBICIÓ DELS <i>SKIRTS</i>	104
B.8. LA POTÈNCIA DELS MOTORS TURBO	104
B.9. L'AERODINÀMICA INDUÏDA.....	105
B.10. EL PRÍNCIPI AERODINÀMIC ACTUAL.....	106

1. GLOSSARI

- **Línia de corrent:** en mecànica de fluids, vol denominar el lloc geomètric dels punts tangents als vectors de velocitat de les partícules d'un fluid determinat en un instant t determinat.
- **Fluid incompressible:** en mecànica de fluids, un flux es classifica com compressible o incompressible depenent del nivell de variació de la densitat del fluid durant aquell flux. La incompressibilitat és una aproximació i es diu que el flux és incompressible si la densitat roman constant o aproximadament constant durant tot el flux. Per tant, el volum de totes les porcions del fluid romanen inalterades sobre el curs del seu moviment quan el flux és incompressible. En essència, la densitat dels líquids són constants i per això solen considerar-se fluids incompressibles, no com els gasos. Matemàticament, un fluid incompressible compleix que la densitat (ρ):

$$\rho = \rho_0 = \text{constant}$$

O també expressat de la següent forma:

$$\text{div } \mathbf{v} = 0$$

És a dir, que la divergència de la velocitat del fluid s'anul·li.

- **Viscositat:** la viscositat d'un fluid és una mesura de la seva resistència a les deformitats graduals produïdes per tensions tallants o tensions de tracció. La viscositat és una propietat física característica de tots els fluids que emergeix de les col·lisions entre les partícules del propi fluid i que es mou a diferents velocitats, provocant una resistència al seu moviment. L'expressió matemàtica que relaciona les tensions (τ) i la viscositat (μ) d'un fluid newtonià (viscositat = cte.) és la següent:

$$\tau_{xy} = \mu \cdot \frac{\partial u}{\partial y}$$

On u és la velocitat del fluid en l'eix X.

- **Pressió dinàmica:** es pot dir que quan els fluids es mouen en un conducte, la inèrcia del moviment produeix un increment addicional de la pressió estàtica al xocar sobre una àrea perpendicular al moviment. Aquesta força es produeix per l'acció de la pressió coneguda com dinàmica. Aquesta pressió depèn de la velocitat i la densitat del fluid.

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho v^2$$

On q és la pressió dinàmica, ρ la densitat i v la velocitat del fluid.

- **Acceleració centrífuga:** aquesta acceleració crea la força centrífuga, una força fictícia que apareix quan es descriu el moviment d'un cos en un sistema de referència en rotació, o equivalentment la força que rep un observador no inercial que es troba en un sistema de referència rotatori.

El mòdul d'aquesta força ve expressat per la següent fórmula:

$$F_{cf} = m\omega^2 \cdot r$$

On F és la força centrífuga, m és la massa, ω és la velocitat angular del gir i r el radi de la corba.

- **Capa límit:** la capa límit d'un fluid és la zona on el moviment d'aquest és pertorbat per la presència d'un sòlid amb el que està en contacte. La capa límit s'entén com aquella en la que la velocitat del fluid respecte el sòlid en moviment varia des de zero fins el 99% de la velocitat del corrent no pertorbat
- **Nombre de Reynolds:** es tracta d'un nombre adimensional que es pot definir com la relació entre les forces inercials i les forces viscoses presents a un fluid. Aquest relaciona la densitat, viscositat, velocitat i dimensió típica d'un flux en una expressió adimensional. Aquest nombre s'usa en moltes ocasions per definir el règim en el que treballa el flux: per a un nombre de Reynolds baix, el flux treballarà en règim laminar i per a un nombre de Reynolds alt, el flux treballarà en règim turbulent.
- **Dinàmica Computacional de Fluids (CFD):** és una de les branques de la mecànica de fluids que utilitza mètodes numèrics per a resoldre i analitzar problemes sobre el flux de substàncies. Els ordinadors són utilitzats per realitzar milions de càlculs per a simular la interacció dels líquids i els gasos amb superfícies complexes.
- **Model k-epsilon:** el model k-epsilon de turbulències és el model més comú utilitzat en Dinàmica Computacional de Fluids per a simular fluxos normalment turbulents. És un model de dues equacions que dona una descripció general de la zona turbulent per mitjà de dues equacions de transport (PDEs), on les variables són l'energia cinètica turbulenta (k) i la dissipació (ϵ). Les equacions són:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

- **Model k-omega:** el model k-omega de turbulències és un model comú dins la Dinàmica Computacional de Fluids per a simular fluxos normalment turbulents. És un model de dues equacions que dona una descripció més acurada que el model k-epsilon en el cas de fluxos prop d'un objecte. Aquest model usa equacions de Reynolds-averaged Navier Stokes (equacions RANS) i les variables que utilitza són l'energia cinètica turbulenta (k) i el ràtio específic de dissipació (ω). Aquestes són les equacions:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \rho P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad \text{with } P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j},$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma \omega}{k} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_\omega \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\rho \sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}.$$

- **Coefficient de Moment (CM):** És un nombre adimensional que s'usa per l'estudi aerodinàmic dels moments que un fluid provoca sobre un cos quan aquest està en moviment. En aerodinàmica, segons l'eix en el que es produeix el moment se l'anomena de forma específica, i l'estudiat en aquest projecte és el moment de capcineig, el qual està definit en l'est longitudinal de l'ala. Ve definit per la següent fórmula:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c}$$

On M és el moment de capcineig que pateix el cos, ρ és la densitat, v és la velocitat del fluid, S és la superfície alar i c la corda de l'ala.

2. PREFACI

2.1. Origen del projecte

La Fórmula 1 és possiblement l'esport en el qual l'aspecte enginyeril guanya més força, doncs està per sobre de totes les altres categories d'automobilisme en l'apartat dels avanços tecnològics. Dins d'aquests treballs d'enginyeria que existeixen dins de la competició, l'aerodinàmica és una de les branques amb més pes als resultats finals.

El "boom" aerodinàmic que s'està vivint a la graella any rere any fa que es vegin centenars de millores o dissenys diferents de peces aerodinàmiques. Moltes d'elles perduren i s'estenen per tots els equips i altres desapareixen després de dos Grans Premis al comprovar que els resultats no eren els esperats.

El problema que origina aquest projecte són les diferents millores que s'han anat afegint a la part amb més pes aerodinàmic del bòlid, l'aleró posterior, el qual durant els últims anys s'ha vist modificat de forma exagerada amb petits detalls per tota la seva geometria.

La part interessant d'aquest fet és que molts d'aquests han sigut criticats per analistes experts justificant que són inútils i que no comporten cap millora real, és a dir, que allò teòric no té cap efecte significatiu a la pista. El fet de que moltes millores no siguin implantades per tots els equips dona credibilitat a aquest fet, posant en dubte moltes suposades millores aerodinàmiques que cada cap de setmana apareixen en els cotxes.

2.2. Motivació

La motivació que m'ha dut a realitzar aquest projecte ha sigut la de continuar indagant en un nivell més complex sobre com s'entén l'aerodinàmica al món de la Fórmula 1. Durant molts anys he seguit el Campionat Mundial, i en el moment en que la carrera acadèmica arriba un punt on comences a adquirir coneixements de física i d'aerodinàmica, apareix la curiositat d'entendre el perquè de tot sobre el món de l'automobilisme de competició, en especial a la Fórmula 1.

El meu primer contacte amb el món enginyeril que envolta la competició va ser a batxillerat, realitzant com a Projecte de Recerca el "Disseny d'un Circuit per al Campionat Mundial de F1", que va servir per introduir-me en la matèria, sobretot de les forces aerodinàmiques que creaven els cotxes.

Més tard, a la facultat i ja amb més coneixements, vaig realitzar juntament amb uns altres dos companys l'estudi en 2D del funcionament del DRS, en el qual vaig familiaritzar-me amb el programari i amb els principis aerodinàmics que explicaven les forces que en l'anterior projecte els meus coneixements no les podien assolir.

Per tant, aquest procés d'augment de complexitat en aquest tipus de projectes m'ha portat a voler treballar amb la Dinàmica Computacional de Fluids en 3D i aprofundir, ja no només en idees bàsiques, sinó també arribar a treballar petites millores amb principis aerodinàmics més complexos darrere d'elles.

2.3. Requeriments Previs

Tal com s'ha explicat en l'anterior apartat, el rodatge i la familiarització amb l'aerodinàmica dins del món de la Fórmula 1 és important tant per dur a terme com per a entendre aquest projecte. Es necessita una bona base de dinàmica de fluids i també certs coneixement d'aquesta branca en la Fórmula 1 així com també conceptes bàsics sobre aquest esport.

A més, és interessant estar familiaritzar amb la Dinàmica Computacional per poder comprendre com es desenvolupen els càlculs realitzats i les seves interpretacions durant el projecte.

Òbviament, per la realització del projecte s'ha requerit l'ús del programari ANSYS© Fluent i Solidworks©, proporcionat per la mateixa escola.

3. INTRODUCCIÓ

3.1. Objectius del projecte

Aquest projecte té com a finalitat dissenyar, estudiar i entendre el comportament d'un aleró posterior, comprovar com influeixen diversos factors sobre ell i justificar l'ús de diferents apèndix aerodinàmics usats avui en dia a la Fórmula 1 mitjançant la Dinàmica Computacional de Fluids.

Per assolir aquest objectiu, també es pretén realitzar un estudi de comparació entre les simulacions per CFD bidimensionals i tridimensionals i conèixer quin nivell de simplificació causa la eliminació de la tercera dimensió sobre els resultats.

Com a últim objectiu, es desitja dissenyar un nou model d'aleró usant alguna idea aerodinàmica pertanyent al món de l'aeronàutica i traspassar-la a l'automoció, observar el comportament d'aquest i comprovar si és factible el seu ús.

3.2. Abast del projecte

En aquest projecte no es pretén dissenyar i simular el comportament d'un aleró real de Fórmula 1, sinó treballar amb geometries similars però més simples i poder comparar els resultats entre elles per extreure conclusions que serveixin per entendre el disseny dels alerons reals. Tot i això, els dissenys estaran dins de la normativa de la FIA de la temporada 2016.

Per tant, al escollir els diferents elements aerodinàmics de l'aleró posterior que s'estudiaran al llarg del projecte, es buscaran elements senzills però d'ús comú en el Campionat Mundial i que tinguin darrere del seu comportament un principi aerodinàmic clar, específic i observable.

4. MARC TEÒRIC

4.1. Introducció a la Fórmula 1

La Fórmula 1 és, a dia d'avui, la competició automobilisme internacional més important de tot el món i que més seguidors i diners reuneix. Gran part del seu èxit prové de l'evolució constant a la que es sotmeten els monoplaces any rere any i cursa rere cursa buscant qualsevol mínima millora possible. Això, juntament amb un estricte reglament, proposat per la FIA (Federació Internacional de l'Automobilisme) que s'adapta cada any als nous monoplaces, fan de la Fórmula 1 un esport on el món enginyeril té un pes molt important, en alguns casos, fins i tot més que els propis pilots.

Dins d'aquest món de millores, a part dels típics paràmetres de millora que qualsevol vehicle pot tenir com per exemple la potència del motor, la direcció o la suspensió, els bòlids de F1 es diferencien a simple vista pel disseny del xassís, el qual està estudiat al detall per tal de millorar el rendiment del cotxe en cursa. La importància de l'aerodinàmica dins del món de la Fórmula 1 queda demostrada en ell. Des de l'inici de la competició, al 1950, els enginyers dels equips han treballat de valent per aconseguir millorar el rendiment del cotxe gracies als dissenys aerodinàmics i durant tots aquests anys, ha quedat demostrat que aquestes millores han sigut les que marquen les grans diferències en la pista, i és per això que cada aleró, cada flap, cada pontó i cada part del xassís es dissenya meticulosament.

4.1.1. Els alerons en la F1

Durant els primers anys del campionat, els cotxes van evolucionar aerodinàmicament per reduir la resistència a l'avanç i van adquirir una forma més punxeguda i baixa per tal d'evitar la fricció amb el aire. Amb aquestes millores es va aconseguir augmentar la velocitat punta dels bòlids però no el temps per volta.

La veritable revolució de l'automobilisme de competició va arribar quan a finals dels anys 60 la Fórmula 1 van arribar els primers spoilers o alerons. Els enginyers van inspirar-se en el Chaparral 2E, el primer automòbil en la història en córrer amb un aleró, el qual participava als campionats nord americans i que imitava el perfil d'una ala d'avió invertida. A partir d'aquí, la graella de la F1 es va omplir d'alerons de tots les mides i tipus. La FIA va pensar en prohibir la utilització d'aquests recursos al principi, però el que va acabar fent va ser regularitzar-los obligant que fossin sempre subjectes al xassís i que no fossin mòbils. A partir d'aquí, els alerons es van anar estandarditzant en tots els equips i gracies a ells es van anar rebaixant substantivament els temps per volta a cada mínima millora que apareixia.



Fig. 4.1 Chaparral 2E (1966)

El principi bàsic d'aquests alerons, explicat de forma senzilla, tracta de produir l'efecte contrari que els perfils alars dels avions, els quals creen forces de sustentació a partir de la seva geometria. Al col·locar els perfils invertits, la força empeny al cotxe cap a l'asfalt i això es tradueix en un augment d'adherència i de tracció, tot i que també augmenta, de forma negativa, la resistència a l'avanç [1, pp. 17-21].

4.1.2. L'aleró posterior

L'aleró posterior dels monoplaques de Fórmula 1 ha passat a ser amb el temps una de les parts més característiques i més importants dels bòlids. Com s'ha vist, a partir de la dècada dels 60, els cotxes de F1 porten un aleró a la zona posterior, a l'altura de les rodes o fins i tot més endarrerit. La seva situació dins de l'automòbil provoca que tingui un pes important en l'aerodinàmica, ja que al estar sobre les rodes posteriors, tota la càrrega que crea es tradueix en un menor lliscament d'aquestes amb l'asfalt i pot ajudar tant a traccionar com a no derrapar. A més, al situar-se per sobre de l'altura mitja del cotxe, rep flux d'aire net i això fa que pugui crear altes resistències a l'avanç.



Fig. 4.2 Aleró posterior del RB 12 de Daniel Ricciardo al GP de Catalunya 2016

Vist el pes que té aquest apèndix aerodinàmic, és lògic que aquest aleró es vegi constantment modificat durant el transcurs de la temporada segons les prestacions que demani el circuit: si es tracta d'un circuit revirat, es buscarà un aleró que creï càrrega aerodinàmica, però si és un circuit amb grans trams de rectes, es prioritzarà el fet de crear la mínima resistència a l'avanç.

Actualment, a més, el perfil alar dels F1 està compost per un aleró principal més petit que antigament i un flap a continuació d'aquest. Aquest sistema millora el rendiment del cotxe i a més, actualment està implementat amb un flap mòbil, anomenat sistema DRS, que permet canviar de posició l'apèndix auxiliar del perfil segons si es desitja augmentar la velocitat o tenir major càrrega aerodinàmica. Tot i això, el perfil escollit per realitzar l'estudi simplificarà aquest cas en un sol perfil alar.



Fig.4.3 Perfil representatiu dels perfils alars de l'aleró posterior dels F1 avui en dia [2]

4.2. Introducció a l'aerodinàmica

4.2.1. Conceptes aerodinàmics

Per entendre el funcionament del perfil alar invertit i com pot beneficiar al bòlid, s'ha de saber que les forces aerodinàmiques venen donades per la distribució de pressions que crea el fluid sobre el perfil.

4.2.1.1. El principi de Bernoulli

Aquestes són explicades per un dels principis fonamentals de l'aerodinàmica, el principi de Bernoulli, el qual si s'aplica en un fluid incompressible, no viscos, de caudal constant i sobre una línia de corrent, s'expressa amb la següent equació:

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho gz = \text{constant} \quad (4.1)$$

On P és la pressió del fluid, V és la seva velocitat, ρ és la densitat i z l'altura des d'una cota de referència.

Aquesta equació afirma que, si suposem z constant o menyspreable, en el punt de màxima velocitat del fluid, la pressió serà la menor. Per tant, quan l'aire contacta amb el perfil, al variar la seva distribució de velocitats, també crea una distribució de pressions que varia al voltant de l'ala.

Aquest fet, unit amb la geometria característica dels perfils alars, acaba traduint-se a una diferència de pressions entre la part superior i la inferior, la qual és la causant de, o bé la sustentació en els avions, o bé de la càrrega aerodinàmica en els cotxes de Fórmula 1. [3]

4.2.1.2. Les forces aerodinàmiques

Aquest perfil de pressions es pot expressar, com s'observa en la següent imatge (Fig. 4.4), com una pressió perpendicular a la superfície (P) i una pressió tangencial τ .

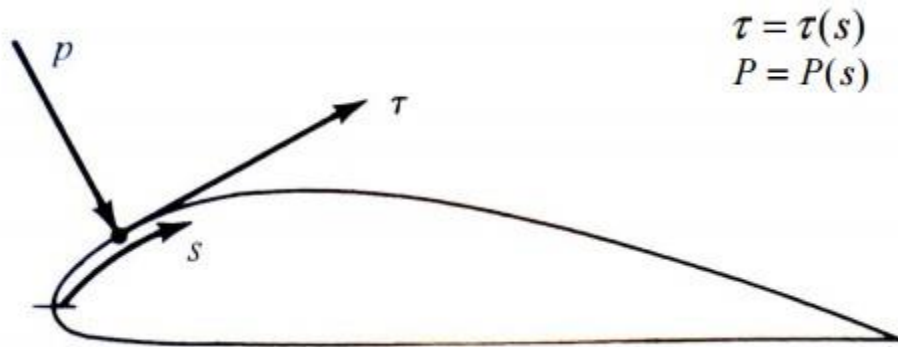


Fig. 4.4 Pressió i tensió de cissalla sobre un perfil alar [4]

Aquestes pressions P i τ distribuïdes sobre la superfície del perfil, creen una força resultant R , que es pot descomposar segons dos sistemes d'eixos diferents, com s'observa en el següent esquema (Fig 4.5):

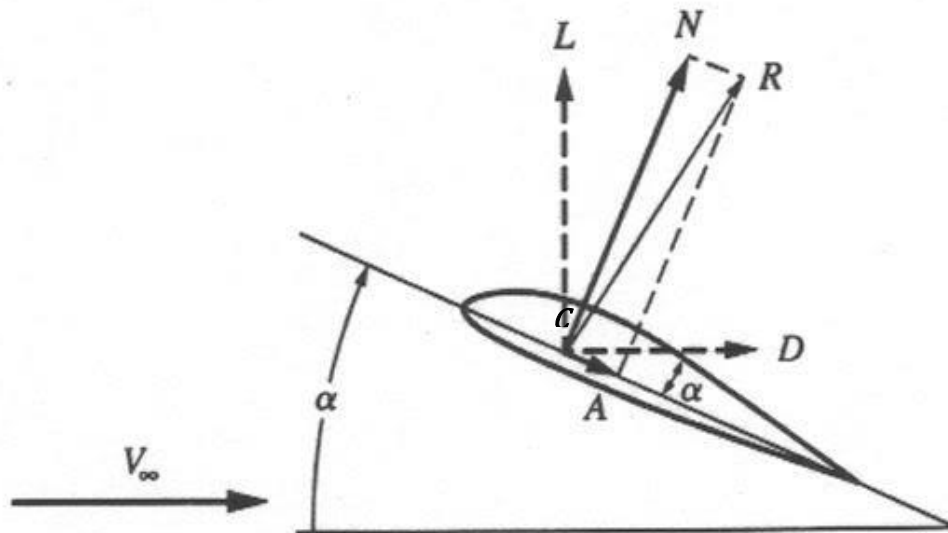


Fig. 4.5 Descomposició de la força resultant R [4]

On primerament s'observa:

- La direcció de la velocitat del fluid relatiu al perfil (V_∞).
- La corda (c), que és la línia recta imaginària que uneix la vora de sortida amb el centre de curvatura de la vora d'atac del perfil alar.
- l'angle d'atac (α), que és el format entre la direcció de la velocitat del fluid i la corda del perfil.
- *Lift* o sustentació (L), que és el component perpendicular a V_∞ de R .
- *Drag* resistència a l'avanç (D), que és la component paral·lela a V_∞ de R .

S'ha d'apuntar que, en el cas de l'aerodinàmica en cotxes de competició, l'angle d'atac α sol ser de signe contrari al que s'aprecia en l'anterior figura (Fig. 4.5). [4]

4.2.1.3. Els coeficients aerodinàmics

Per expressar les forces de drag (D) o lift (L) matemàticament, es necessita incorporar el concepte de pressió dinàmica (q), que ve donat per la següent expressió:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4.2)$$

Utilitzant la pressió dinàmica i les forces aerodinàmiques es pot arribar a uns valors adimensionals característics del perfil que defineixen el comportament aerodinàmic d'aquest. Es coneixen com a coeficients aerodinàmics i es formulen de la següent manera:

$$C_D = \frac{F_D}{q \cdot A} = \frac{2F_D}{\rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (4.3)$$

$$C_L = \frac{F_L}{q \cdot A} = \frac{2F_L}{\rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (4.4)$$

On C_d , F_d i C_l , F_l són el coeficient i la força de drag i de lift respectivament, i A és l'àrea anomenada de referència, que en la majoria de casos (com en els perfils) es tracta de l'àrea frontal. En el cas d'un estudi bidimensional, s'usa la corda del perfil en comptes de l'àrea.

El significat físic d'aquests coeficients es basa en la seva proporcionalitat directa amb les forces aerodinàmiques, és a dir, una geometria amb uns C_d i C_l alts crearà més forces aerodinàmiques. Cal destacar que els coeficients no són una propietat intrínseca del perfil, ja que també varien segons la velocitat del flux.

Per tant, aquests coeficients indiquen quins cossos mostraran major resistència a l'avanç i quins creen més sustentació, un fet que a simple vista, en casos extrems (Fig. 4.6) és fàcil de preveure, però no quan es tracta de geometries similars. [5] [1, pp. 33-35]

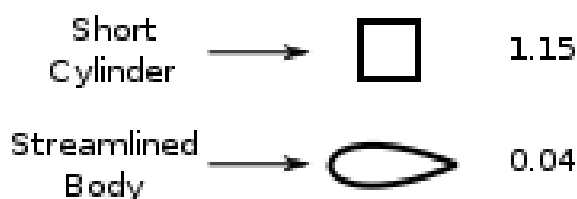


Fig. 4.6 Coeficients de resistència a l'avanç d'un cilindre i d'un perfil alar.

En l'àmbit automobilístic, però, òbviament no es busca sempre uns coeficients alts, ja que segons la direcció de la força que crea el perfil pot beneficiar o perjudicar al pilot. Per tant, en el món de la Fórmula 1, es desitja:

- Coeficients de drag o de resistència a l'avanç baixos. Òbviament, les forces paral·leles a la velocitat del fluid són en el sentit oposat a l'avanç del monoplaça (les forces de fregament amb l'aire) i aquestes el que fan es frenar el bòlid.
- Coeficients de lift o de sustentació alts. Les forces verticals solen ser en sentit negatiu, és a dir, en el mateix que la gravetat. Augmentar les forces verticals beneficia al pilot per dues raons.
 - Un augment de tracció.

Al augmentar la força vertical del sistema en el sentit de la gravetat, i segons la fórmula de la força de fregament entre les rodes i l'asfalt:

$$F_f = \mu * (mg + F_L) \quad (4.5)$$

On μ és el coeficient de fregament entre l'asfalt i el pneumàtic, m és la massa i F_f és la força de fregament. Es pot observar que a major força de sustentació negativa la força de fregament serà major i per tant el cotxe traccionarà millor, per tant accelerarà millor i serà més difícil que llisqui.

- Un pas per corba més ràpid

Seguint la premissa anterior, en una corba, el cotxe pateix acceleracions centrífugues en direcció transversal a la seva direcció. Aquestes, són proporcionals a la velocitat el bòlid:

$$a = \frac{v^2}{R} \quad (4.6)$$

On a és l'acceleració centrífuga i R el radi de la curvatura. Al augmentar la força de sustentació negativa, hem vist que la força de fregament creix i això fa que sigui més difícil que les forces centrífugues pugin fer patinar les rodes en direcció radial de la corba. De fet, aquesta situació permetrà al cotxe passar la corba suportant acceleracions centrífugues més altes, per tant, a més velocitat.

4.2.2. La viscositat en els fluids

La viscositat dels fluids és la característica que fa aparèixer tensions de cisalla entre un sòlid i el propi fluid, les quals provoquen les forces de fricció i que retarden el moviment relatiu del cos en el flux. De fet, la velocitat relativa entre el fluid i el cos sobre la seva pròpia superfície és igual a 0, cosa que acaba traduint-se en la disminució de la velocitat del cos. Aquestes tensions tangencials s'expressen de la següent forma:

$$\tau = \mu \cdot \frac{\partial u}{\partial y} \quad (4.7)$$

Aquesta fórmula explica el perfil de velocitats relatiu que adopta el fluid sobre una placa plana, mostrat a la següent figura.

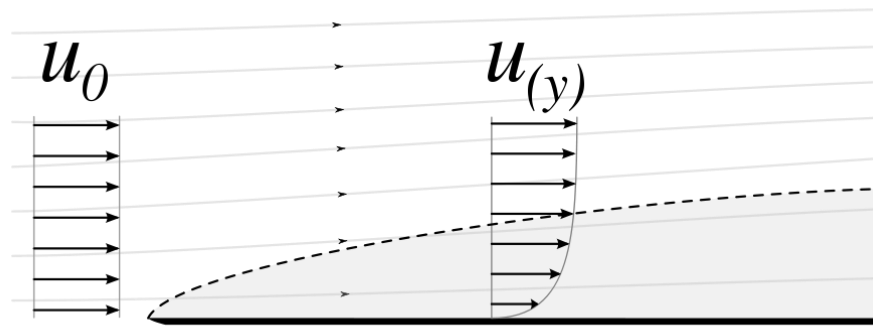


Fig.4.7 Perfil de velocitats d'un fluid viscos sobre una placa plana [6]

A partir d'aquesta imatge es pot definir el concepte de la capa límit. La capa límit és la zona on el moviment del fluid es pertorbat per la presència d'un sòlid, en aquest cas de la placa, amb la que està en contacte. Dins la capa límit, la velocitat del fluid és del 0 al 99% la velocitat de la corrent no pertorbada (u_0).

Com s'ha vist, dins de la capa límit les velocitats disminueixen segons la proximitat a la que es troba del sòlid. Aquest fet, si coincideix amb altres factors que dificultin l'avanç del flux com pot ser per exemple un camp de pressions invers (la pressió augmenta en el sentit del flux) pot arribar a fer que la velocitat de la zona més propera al cos inverteixi el seu sentit, és a dir, en el contrari del flux (Fig. 4.8).

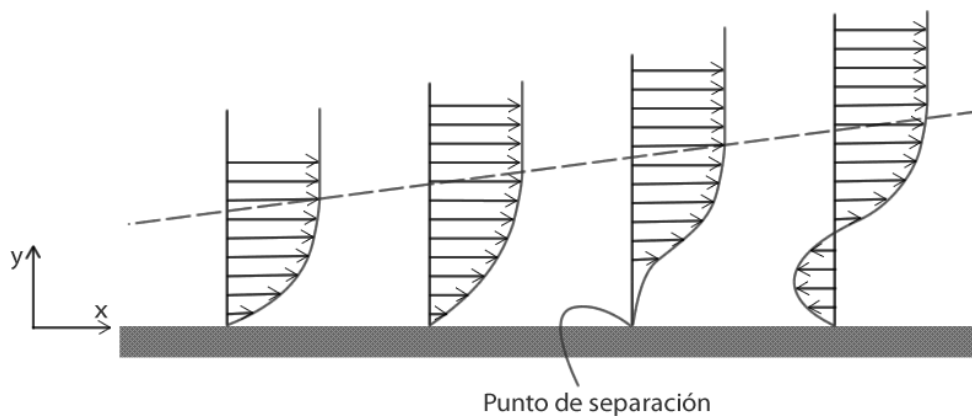


Fig.4.8 Perfils de velocitat en el desprendiment de la capa límit

Aquesta situació s'anomena desprendiment de la capa límit i fa que el flux es separi del cos i crea una distribució de pressions, i per tant de velocitats, molt alterada que, com a conseqüència, fa perdre totes les propietats aerodinàmiques al perfil alar, creant un augment de resistència a l'avanç i disminuint les forces de sustentació.

El perfil de velocitats que caracteritza la capa límit ve donat segons el tipus de règim en el que treballa el flux. Existeixen dos tipus de règims caracteritzats de forma diferent: el règim laminar i el règim turbulent.

En el flux laminar, totes les velocitats del perfil aniran en la mateixa direcció que el fluid de forma ordenada i suau. Mentre que el flux turbulent es caracteritza per ser caòtic i desordenat, amb línies de corrent totalment aleatòries.

Per saber a quin règim treballa el fluid que s'estudia s'utilitza una magnitud adimensional anomenada nombre de Reynolds (Re), el qual té la següent expressió:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (4.8)$$

On μ és la viscositat dinàmica del fluid i L és la longitud característica del cos, en el cas dels perfils alars, la corda. Normalment, s'estableix que per a valors de Reynolds $< 5 \cdot 10^5$ el flux és laminar, en canvi si el valor és $> 5 \cdot 10^5$, el flux es considera turbulent. Sol ser típic que en el perfil d'un ala, el fluid treballi en els dos règims segons la distància x a la que es trobi de la vora d'atac, com es pot observar en el següent esquema. (Fig. 4.9)

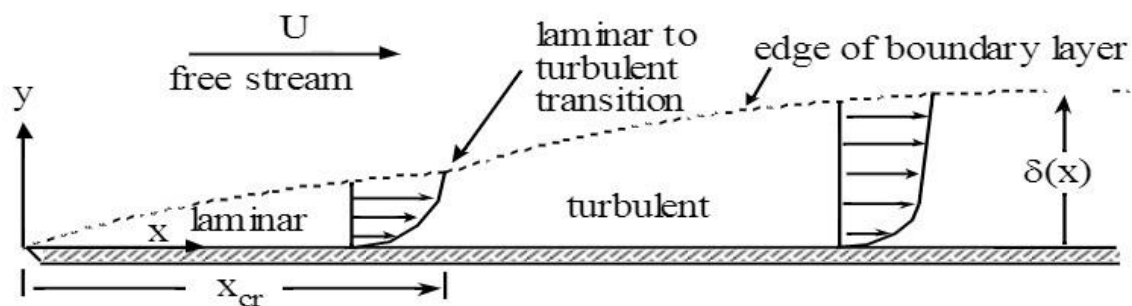


Fig.4.9 Capa límit laminar i turbulent sobre una placa plana. [6]

Es pot observar en l'esquema, el valor x_{cr} , que senyala el longitud crítica, és a dir, el punt on es passa de flux laminar a turbulent, tot i que, en la realitat existeix una zona de transició entre ells. També, es pot observar com els dos perfils de velocitats tenen diferències bastant importants (Fig. 4.10) cosa que, com era d'esperar, beneficiarà o perjudicarà les propietats de l'ala segons el règim en el que es trobi. [6] [1, pp. 44-49] [7]

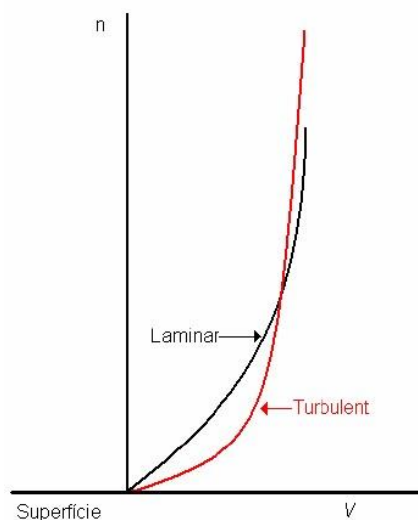


Fig.4.10 Perfil de velocitats per a flux laminar i turbulent

4.2.2.1. Flux laminar

Com es pot observar en la figura 4.10 el perfil de velocitats laminar es caracteritza per tenir una alçada més curta que el turbulent; és a dir, que crea una capa límit més petita i per tant modifica menys el camp de velocitats del propi fluid. Però, per altra banda, a la zona més propera a l'ala, obté unes velocitats més baixes que el cas turbulent. Això fa que el flux laminar quedi caracteritzat per una resistència menor a l'avanç, però a la vegada, degut a les velocitats baixes de la zona pròxima al cos té tendència a facilitar el desprendiment de la capa límit.

4.2.2.2. Flux turbulent

En canvi, el perfil de velocitats que caracteritza el flux turbulent ocupa una distància perpendicular important si el comparem amb el perfil laminar, i per tant, afecta més al fluid. Tot i això, es pot observar com la velocitat a les zones pròximes a les ales augmenta de forma més ràpida que en el cas laminar a la vegada que ens allunyem d'aquestes. Aquests factors fan que el flux turbulent creï major resistència aerodinàmica en la direcció de l'avanç, però que, a la vegada, sigui més complicat que la capa límit es desprengui del cos. El flux turbulent també es caracteritza per una major difusivitat, és a dir, un augment de la velocitat de transferència i de la quantitat de moviment

Per tant, vists aquests conceptes, i encara que a primera vista sembli factible treballar en flux laminar, es pot apreciar que cada règim té certs beneficis i contres que s'han d'analitzar detingudament. Tot i això l'objectiu del disseny d'una ala hauria de ser poder treballar en règim laminar i només fer-ho en règim turbulent en el cas de que hi hagués possibilitat del desprendiment de la capa límit, cosa que faria perdre les característiques aerodinàmiques al perfil. [1, pp. 44-49] [4]

5. DISSENY

Per a dur a terme el disseny que s'estudiarà de l'aleró posterior s'haurà d'identificar la forma del perfil alar similar a la d'un Fórmula 1 i, a més, s'haurà de tenir en compte totes les limitacions que inclou la reglamentació de la FIA. A part, òbviament, es procurarà dissenyar un model que no només compleixi la normativa sinó que, en la mesura del possible, s'assembli al màxim a un aleró d'un bòlid de Fórmula 1 en l'actualitat, sobretot en les idees i conceptes bàsics, sense entrar en profunditat als diversos petits flaps o detalls que aquest pot contenir.

A més, cal destacar que a part d'estudiar el perfil alar en sí, per aconseguir resultats més fiables en el estudi en 3D s'afegirà al disseny dels dos suports que el sostenen, ja que es pot preveure que afecten en el comportament aerodinàmic del perfil.

5.1. Alerons en l'actualitat

L'aleró posterior que es vol estudiar ha d'estar basat en un actual. Per això, es treballarà sempre amb referències de automòbils de l'any 2016. En la següent imatge (Fig.5.1 i 5.2), s'observa uns calcs de l'aleró posterior del Mercedes W07 Hybrid, bòlid que competeix en el Campionat de Fórmula 1 actualment. El primer esbós representa l'aleró usat al GP de Catalunya i el segon al GP d'Hongria. Estan realitzats per el periodista i especialista tècnic de la F1 des de fa més de 30 anys, Giorgio Piola.



Fig.5.1 i 5.2 Aleró posterior del Mercedes W07 a Barcelona i a Hungaroring respectivament

A partir d'imatges com aquesta es buscarà dissenyar un aleró i els suports (o endplates) que compleixin la reglamentació i que s'assimilin en els conceptes bàsics als reals.

5.2. Perfil alar

Per al disseny de l'ala s'han buscat diversos perfils predissenyats de varies col·leccions comunament utilitzades en l'aeronàutica com ho són els tradicionals perfils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) o alguns més moderns com les series GOE o FX. S'ha de tenir en compte que aquests perfils estan pensats per produir sustentació i que, per tant, en aquest treball s'invertiran respecte l'eix horitzontal, per treballar en un règim de força vertical negativa. Entre el gran nombre de possibles perfils que ofereixen aquestes col·leccions, s'ha intentat imitar el perfil que formen les dues ales juntes en una sola, ja que es procedirà a dissenyar un aleró senzill amb només una ala.

Les dues característiques principals d'un perfil alar són el gruix (*thickness*) i la corda (*camber*; que es refereix a l'arc que té l'ala i no a la distància entre el vèrtex d'atac i el de sortida), i treballen en percentatges, respecte la longitud característica. Observant els esbossos abans mostrats, es pot veure com les dos parts de l'ala, si s'ajunten, formen un arc bastant pronunciat i que, a part, no tenen un gruix excessivament gran. Per tant, s'ha buscat un perfil amb un important % de *camber* com a principal objectiu, i després assimilar el gruix a l'observat. El perfil escollit, per la seva similitud amb els alerons actuals ha sigut el GOE 448 Airfoil, de la família GOE.

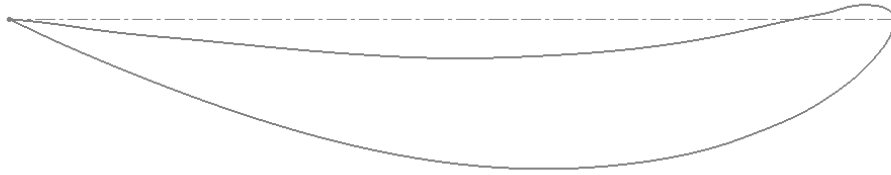
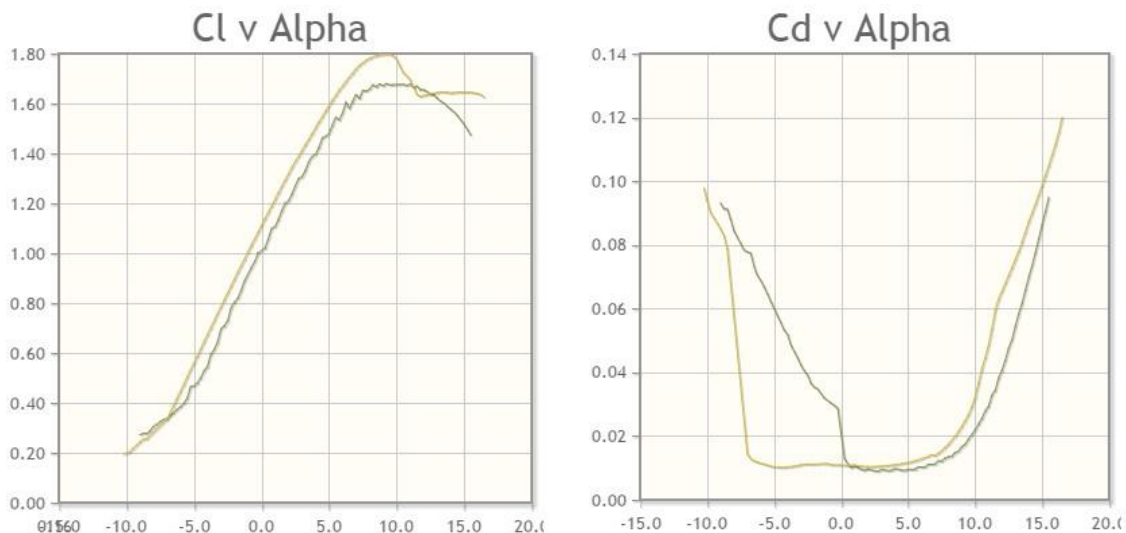


Fig.5.3 Perfil GOE 448 Airfoil

Aquest perfil té un gruix màxim del 12,9% al 29,8% de la seva corda i un arc màxim del 10,5% al 39,8% de la seva corda. Són propietats bastant similars a les observades visualment a les ales estàndards dels F1 del 2016, sobretot en el cas de l'arc, ja que sovint els perfils en tenen menys. Les seves característiques aerodinàmiques venen representades pels següents gràfics (Fig.5.4 i 5.5), que representen la variació dels coeficients de drag i de lift (C_D i C_L) respecte l'angle d'atac. A més, s'afegeix el concepte de C_L/C_D (Fig. 5.6) representat respecte l'angle d'atac per a buscar la màxima eficiència de l'ala.



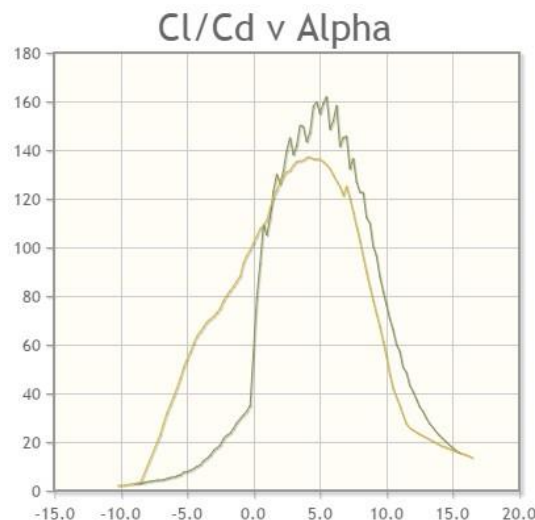


Fig. 5.6 Gràfic CL/Cd-alpha [8]

On la funció en marró es tracta d'un règim turbulent, amb un n° de Reynolds de 1.000.000, i la funció verda és en règim laminar, amb un n° de Reynolds de 200.000. En els primers dos gràfics, es pot veure com evolucionen els dos coeficients segons es varia l'angle d'atac i la diferència de comportaments segons el règim. En ells es pot buscar el punt òptim dels dos coeficients de forma independent (el valor major de CL i el valor menor de CD). Del tercer gràfic es pot extreure el punt on es troba una millor relació entre els dos coeficients. [8]

A partir d'aquests gràfics, doncs, es pot començar a extreure les primeres hipòtesis de com es comportarà l'ala per a diferents angles i per als diferents règims:

Si es compara el seu comportament segons el règim del flux, s'entén que:

- L'ala presenta un valor de CL més alt quan treballa en règim turbulent en gairebé tota la forquilla del valor d'angle d'atac. Tot i això, les diferències són mínimes respecte el comportament laminar. Els punts on s'optimitza el CL (on s'assoleix el valor més gran) és, en els dos tipus de fluxes, entre els 5° i 10° d'angle d'atac. Per tant, si es desitja tenir una major quantitat de downforce sense tenir en compte el drag creat, s'obtingran millors resultats en flux turbulent.
- Per angles d'atac positius, el CD es manté en els seus valors més baixos en un rang de 0° a 10°, a partir del qual al seguir augmentant l'angle comença a créixer i per tant, a crear més resistència a l'avanç. Es pot veure que en aquest rang, l'ala es comporta millor en un règim laminar, encara que en règim turbulent no veu afectades gairebé les seves propietats. Per tant, si es vol posar èmfasi en evitar crear forces de resistència per davant de augmentar el downforce, s'obtingran millors resultats en règim laminar.
- En l'última gràfica on es compara el quocient CL/CD i l'angle d'atac, es pot trobar el punt òptim per aquests dos coeficients conjuntament. En ell es pot veure clarament que les propietats de l'ala en règim laminar són millors que en el flux laminar, sempre que es vulgui tenir un rendiment equilibrat entre *downforce* i *drag*, que en el flux turbulent. La màxima eficiència es troba amb un angle d'atac de 5°.

5.3. Derives laterals o *endplates*

Per dur a terme aquest estudi, s'implementarà també sobre el disseny unes derives laterals com les que s'utilitzen a la Fórmula 1. Aquestes peces, a més de tenir la funció de subjectar el perfil a l'altura adequada, tenen una funció aerodinàmica important sobre el rendiment de la pròpia ala aconseguint augmentar fins gairebé un 30% (teòricament) la càrrega aerodinàmica.

Sense les derives, la diferència de pressió entre la zona superior i la inferior fa que l'aire de la part alta intenti escapar a la zona de baixa pressió, i es desplaça en moviments laterals creant un flux turbulent i per tant amb menor càrrega aerodinàmica. Al aplicar les derives, el flux es incapaç de anar cap a les zones de baixa pressió si no es superant el punt de fuga de l'ala, tal com millora les capacitats de l'aleró. L'addició d'aquests elements és de gran importància si es contempla, com en aquest cas, l'estudi del flux en 3D.

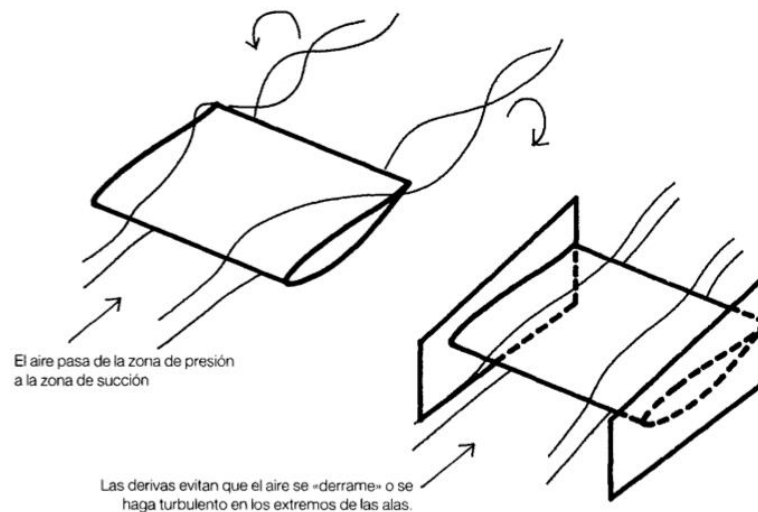


Fig.5.7 Efecte del flux amb derives i sense[1]

A més, s'aplicaran uns retalls a la part superior posterior a l'ala, típics dels endplates actuals que tenen com a funció reduir encara més la creació de vòrtex del flux just a la sortida del perfil alar. La següent imatge mostra de forma aproximada la zona retallada dels endplates en la F1 actual. [1, pp. 94-96]

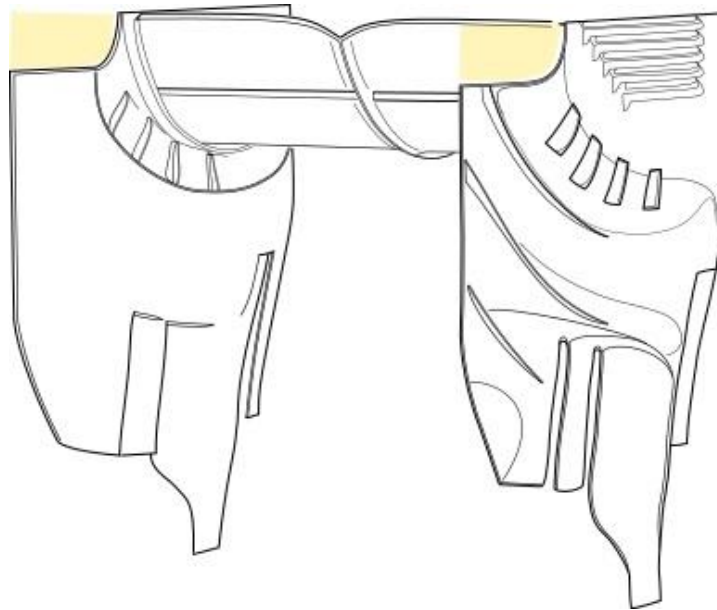


Fig.5.8 Derives laterals retallades d'un F1 actual [9]

La funció d'aquestes derives teòricament, és deixar passar el fluid a pressió ambiental de la zona exterior a la zona de baixa pressió posterior a l'ala. Al "saltar" l'endplate i combinat amb el moviment frontal del cotxe al avançar, aquest fluid a pressió ambiental crea un vòrtex de sentit horari que es contraposa amb el vòrtex que es sol crear al vèrtex de fugida de l'ala, que és de sentit antihorari i amb el que es crea a la part superior de l'ala, que serà analitzat en detall posteriorment.

La teoria diu que, al crear-se aquestes turbulències en sentit contrari a les creades per l'ala en sí, l'efecte d'aquestes queda minimitzat disminuint el drag i augmentant l'estabilitat de les propietats aerodinàmiques del conjunt. [9]

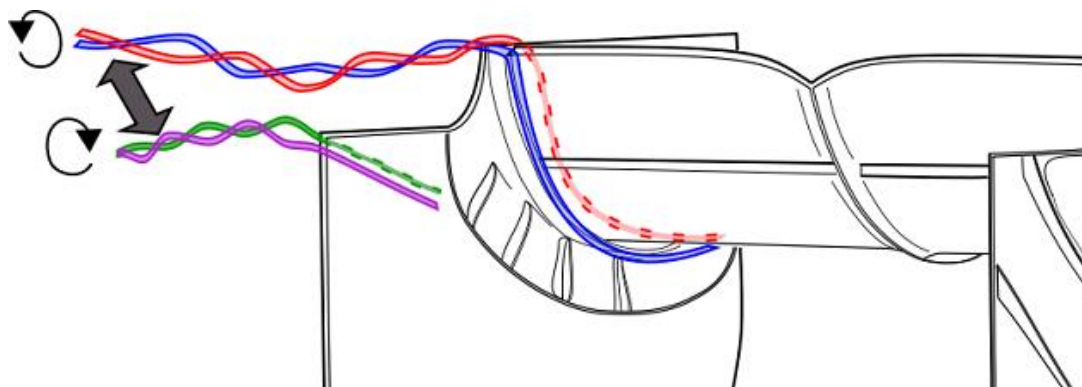


Fig.5.9 Vòrtex creats per l'ala i per el retall de l'endplate [9]

5.4. Perfil Gurney

El perfil o flap Gurney és una petita ala d'angle recte fixada al final de la vora de fuga que té com a funció augmentar la càrrega aerodinàmica sense afectar gairabé la resistència al avanç. Aquest flap sol tenir una altura d'aproximadament el 5% de la corda de l'ala.

El que fa aquest petit element és crear un parell de vòrtex invertits just darrere d'ells (fig.XX.XX), els quals tenen l'efecte d'afegir una component vertical a la velocitat de la vora de fuga, que desvia el flux cap adalt i incrementa la càrrega aerodinàmica. És el mateix efecte que es consegueix si es dona més corba a l'aleró, encara que sense rebre tanta penalització en el drag. A més d'això, la zona de pressions negatives que es crea darrere el nou element crea un efecte de succió que aconsegueix que la capa límit es desprengui més tard o, directament, no ho faci. [1, pp. 94-96]

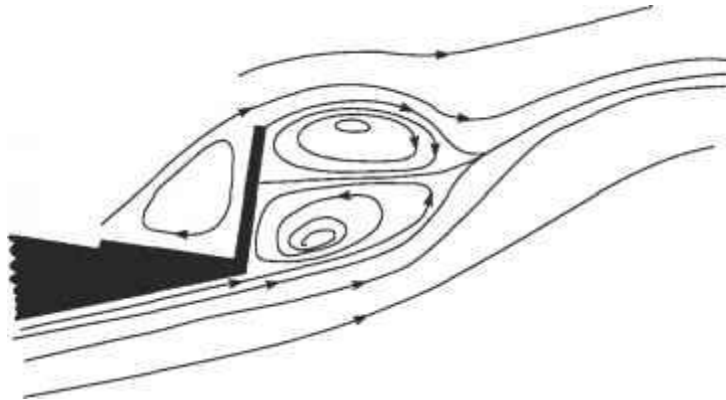


Fig.5.10 Efecte del Flap Gurney[1]

5.5. Ranures de l'endplate

Una de les reaccions que crea l'endplate és que, a la zona superior de l'ala, com ja s'ha vist, s'acumula més flux a alta pressió. Aquest, en principi, no pot escapar gràcies a l'endplate, però el que sí que fa és "saltar" per sobre d'ell per buscar equilibrar-se amb la pressió atmosfèrica. El propi moviment d'aquest flux juntament amb l'avanç del cotxe crea un vòrtex en sentit anti-horari que redueix les propietats aerodinàmiques del cotxe i sobretot crea forces de fricció.

La solució a aquest problema és col·locar unes petites ranures a l'endplate a la zona d'alta pressió per així aconseguir que el flux es pugui equilibrar amb menys dificultat i per tant crear un vòrtex controlat. En principi, al reduir la pressió de la part superior de l'ala això tindria com a part negativa la disminució de la càrrega aerodinàmica, tot i que es pot compensar amb la major estabilitat que dona al model el fet de que el vòrtex sigui menys potent, ja que ajuda a treballar millor l'ala. [9]

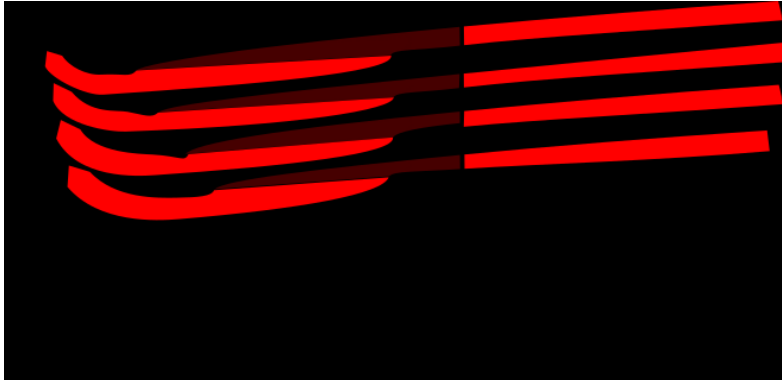


Fig.5.11 Flux de pressió alta passant per les ranures laterals cap al flux ambient [9]

5.6. Leading Edge Slot

El *leading edge slot* o ranura de vora d'atac és una estreta ranura longitudinal que es situa prop de la zona frontal del perfil alar en el perfil alar i que gràcies a la seva forma aerodinàmica serveix per fer circular el flux d'alta pressió cap a la part de baixa pressió. Aquest principi és sovint utilitzat en el món aeronàutic i va ser patentat per l'empresa Heandly Page al 1919.

La finalitat d'aquesta ranura és ajudar a impedir el desprendiment de la capa límit i per tant, al aplicar-se sol aconseguir que es pugui treballar amb un angle d'atac més elevat, normalment entre 7 i 10º més. En principi, els seus efectes poden arribar a fer augmentar un 40% el coeficient de sustentació tot i que, òbviament, també s'augmentarien les forces d'arrossegament, fet que augmenta considerablement a altes velocitats.

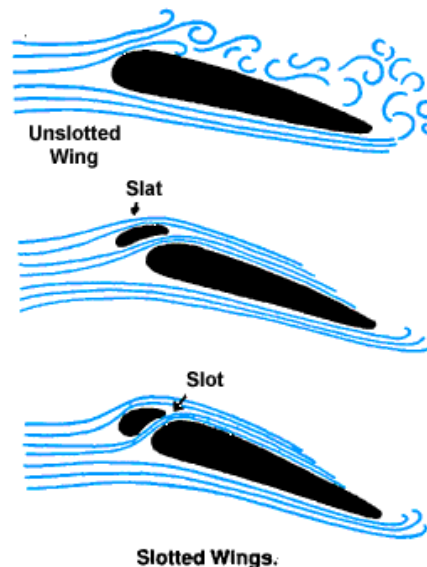


Fig.5.12 Principi de funcionament del Leading Edge Slot [10]

En principi no es té constància de la utilització d'aquest principi durant la història de la F1 ni en cap altre competició automobilística, així que es pretén analitzar els resultats de la incorporació de la ranura en l'aleró per comprovar si seria factible treballar amb ell. [10] [11]

5.7. Reglamentació FIA

Com es sabut, la FIA presenta a principi de cada temporada una estricta normativa que engloba el bòlid sencer. A continuació, es citen les regulacions que afecten el disseny de l'aleró posterior inclosos en les *Regulacions Tècniques de la Fórmula 1 de 2016*, totes elles incloses en el punt 3, Carrosseria i Dimensions:

"3.5 Amplada per darrere de la línia central de les rodes posteriors:

3.5.1 L'amplada de la carrosseria per darrere de la línia central de les rodes del darrere i inferior a 150 mm sobre el pla de referència no ha de ser superior a 1000mm.

3.5.2 L'amplada de la carrosseria per darrere de la línia central de les rodes del darrere i superior a 150 mm sobre el pla de referència no ha de ser superior a 750 mm."[12]

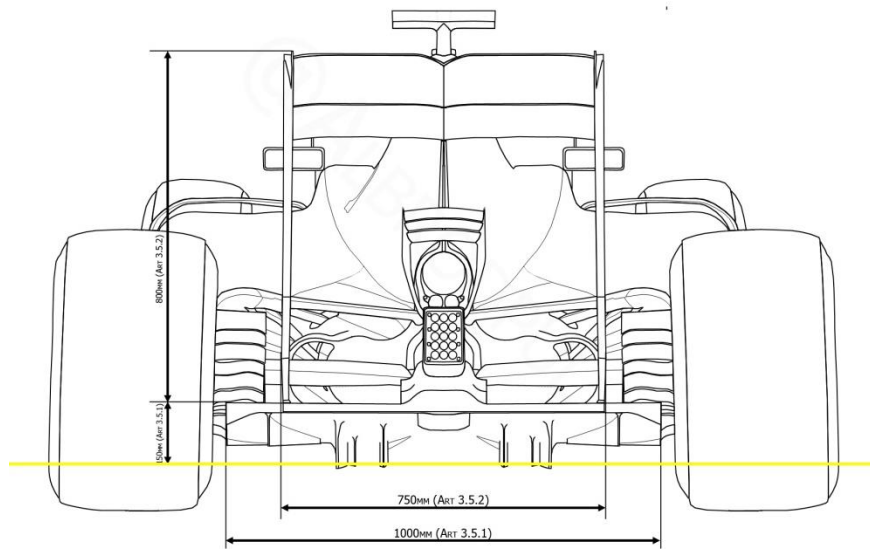


Fig.5.13 Explicació gràfica de l'apartat 3.5 de la normativa de la FIA[13]

"3.9 Carrosseria per darrere de la línia central de les rodes posteriors:

3.9.1 A part de la carrosseria definida a l'Article 3.10.8, qualsevol part de la carrosseria per darrere d'un punt 50mm per davant de la línia central de les rodes posteriors, per sobre de 750 mm sobre del pla de referència, i a menys de 355mm de la línia central del cotxe, ha d'estar en una àrea vist lateralment situada entre 150mm i 500mm per darrere de la línia central de les rodes posteriors.

Amb excepció de la carrosseria associada amb l'ajust de la secció d'acord amb l'article 3.18:

a) Vist des del lateral del cotxe, cap secció transversal vertical longitudinal ha de tenir més de dues seccions en aquesta àrea, cadascuna dels quals ha de ser tancada.

b) Cap peça d'aquestes seccions transversals verticals longitudinals en contacte amb el flux d'aire extern pot tenir un ràdio local còncau de curvatura més petit de 100 mm."[12]

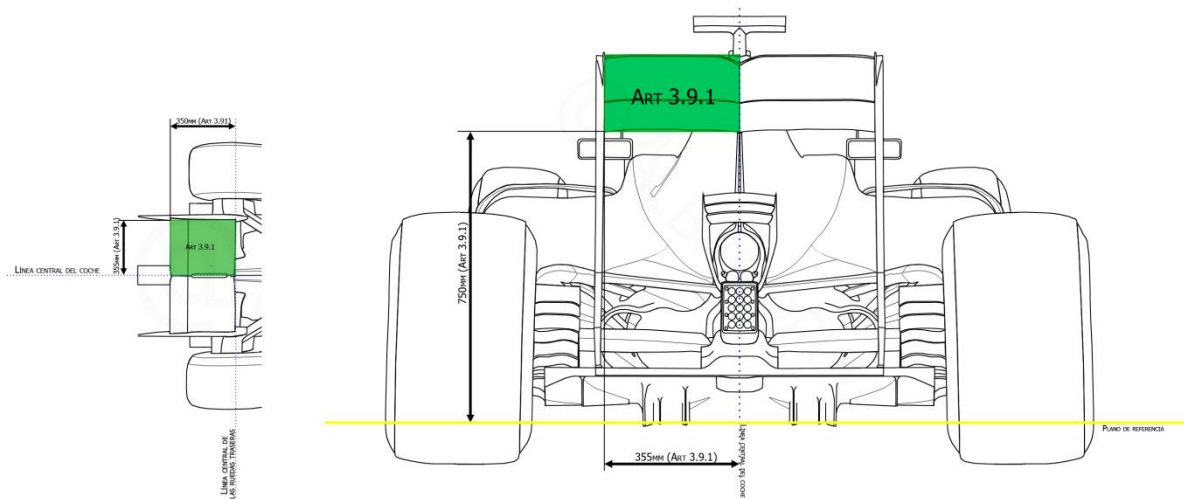


Fig.5.14 Explicació gràfica de l'apartat 3.9 de la normativa de la FIA [13]

"3.9.5 En vista lateral, l'àrea projectada de qualsevol part de la carrosseria que s'estén entre 300 mm i 950mm sobre el pla de referència, entre la línia central de les rodes del darrere, un punt a 600 mm per darrere d'ell i a més de 355mm de la línia central del cotxe ha de ser més gran que 330000mm²." [12]

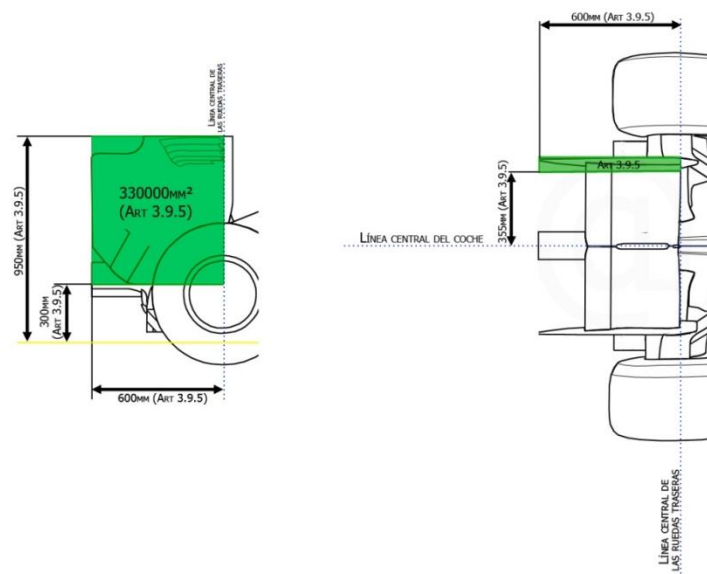


Fig.5.15 Explicació gràfica de l'apartat 3.9 de la normativa de la FIA [13]

5.8. Dissenys de models

Vista la normativa, i entenent que està preparada per un aleró amb DRS, és a dir doble, es procedeix a dissenyar els diferents models que es desitja estudiar intentant assimilar-se al màxim als alerons posteriors reals, però, utilitzant només una ala.

Com s'ha vist en la normativa, la corda del conjunt d'alerons ha de ser de 350 mm. Per aconseguir una certa semblança en quant a la posició relativa dels endplates, s'usarà aquesta mesura com a corda de l'aleró sencer.

Els dissenys que es mostren a continuació estan dins de la legalitat del reglament de la FIA presentat anteriorment i, les mesures que no queden reglamentades, han sigut aproximades a partir de imatges, comentaris d'especialistes o altres dissenys amateurs.

5.8.1. ALA SIMPLE

Aquest és el disseny més simple. Es tracta del perfil alar que posteriorment serà usat com a aleró però sense cap apèndix ni endplate.

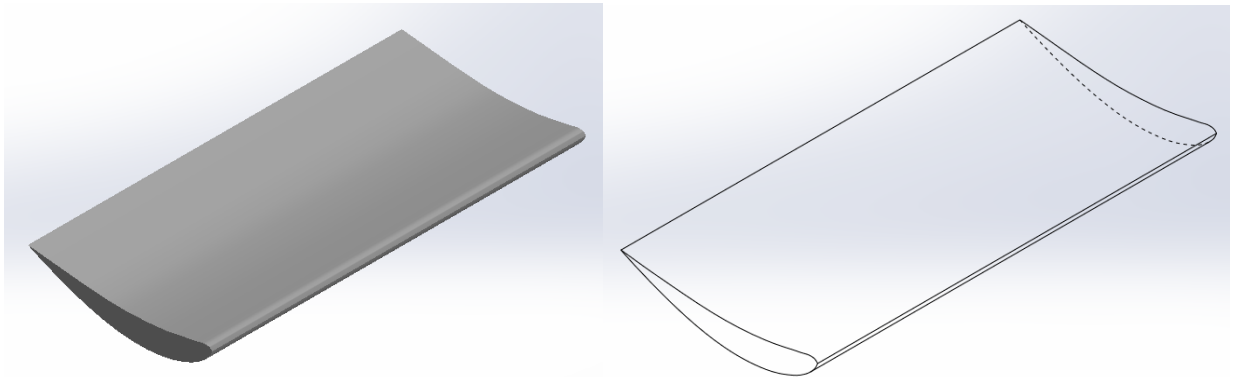


Fig.5.16 Representació 3D de l'ala simple

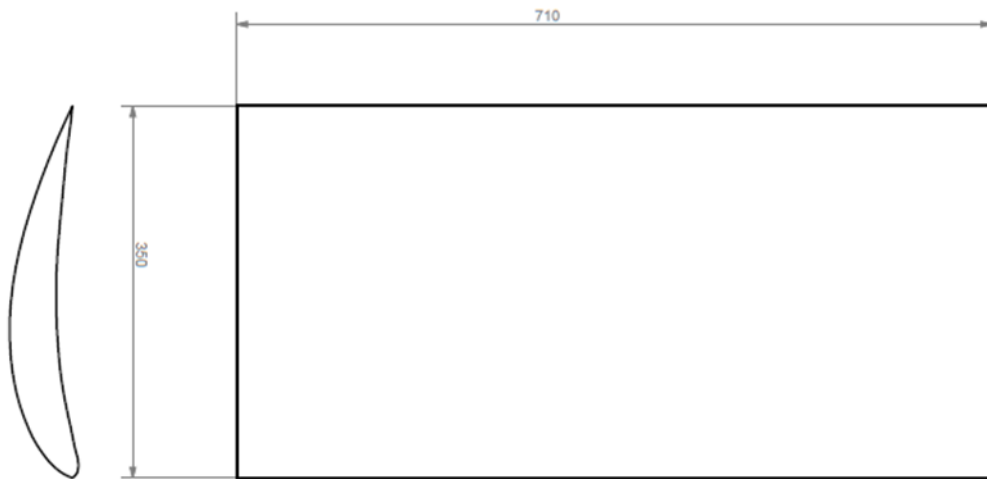


Fig.5.17 Plànols i mesures de l'ala simple

5.8.2. ALA GURNEY

En aquesta ala s'ha afegit a l'ala simple (amb les mateixes mesures de corda i fondària) el flap Gurney a la vora de fugida. S'adjunten també les mesures del flap, que són iguals per tota la llargada de l'ala.

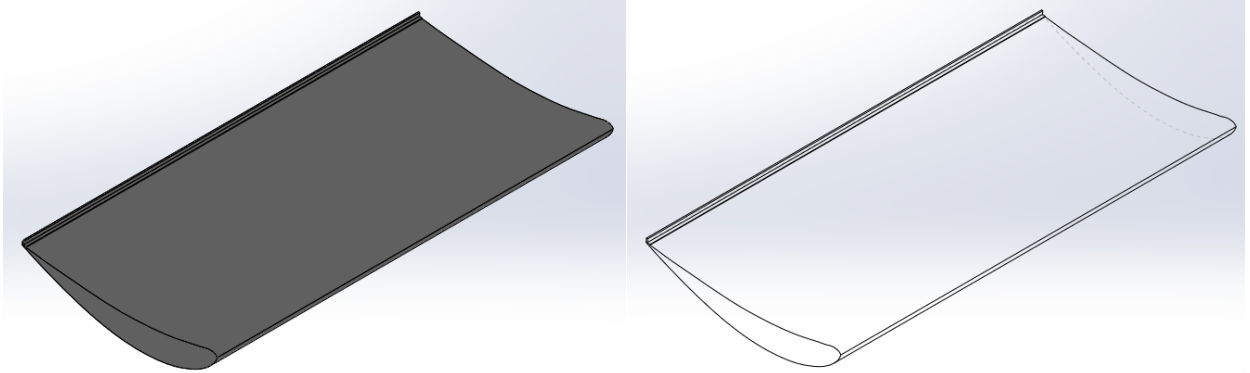


Fig.5.18 Representació 3D de l'ala GURNEY

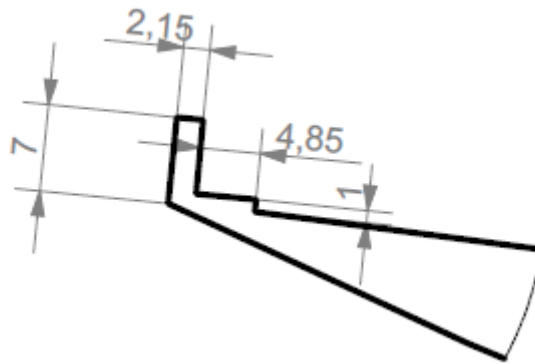


Fig.5.19 Mesures del flap Gurney

5.8.3. ALA LES (LEADING SLOT EDGE)

Igual que el cas anterior, aquesta ala incorpora la idea del Leading Slot Edge, comentada amb anterioritat, sobre el mateix model de l'ala simple. Al ser una ranura tan especial, que es tracta d'una corba composta per més d'un radi, s'han obviat les mesures, fetes a ull intentant imitar el talls duts a terme a les ales dels avions, i s'ha adjuntat el perfil de l'ala.

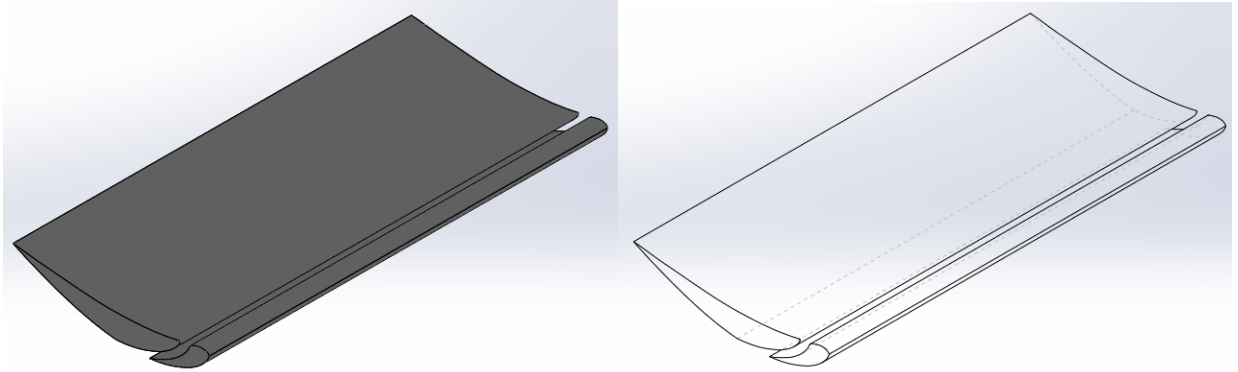


Fig.5.20 Representació 3D de l'ala LES



Fig.5.21 Perfil de l'ala LES

5.8.4. ALERÓ SIMPLE

La paraula aleró es refereix al conjunt de ala + endplates. Aquest primer disseny és el més bàsic, ja que té forma rectangular i s'usarà per observar les diferències bàsiques que creen les derives laterals.

Per aquesta mateixa raó, es tracta de la mateixa ala simple utilitzada en els altres casos a la qual se li adjunten dos endplates iguals, que compleixen la normativa, i que venen definits pels plànols de a continuació. L'ala, en els plànols, està representada en una posició d'angle d'atac de 10° , encara que en algunes simulacions variarà.

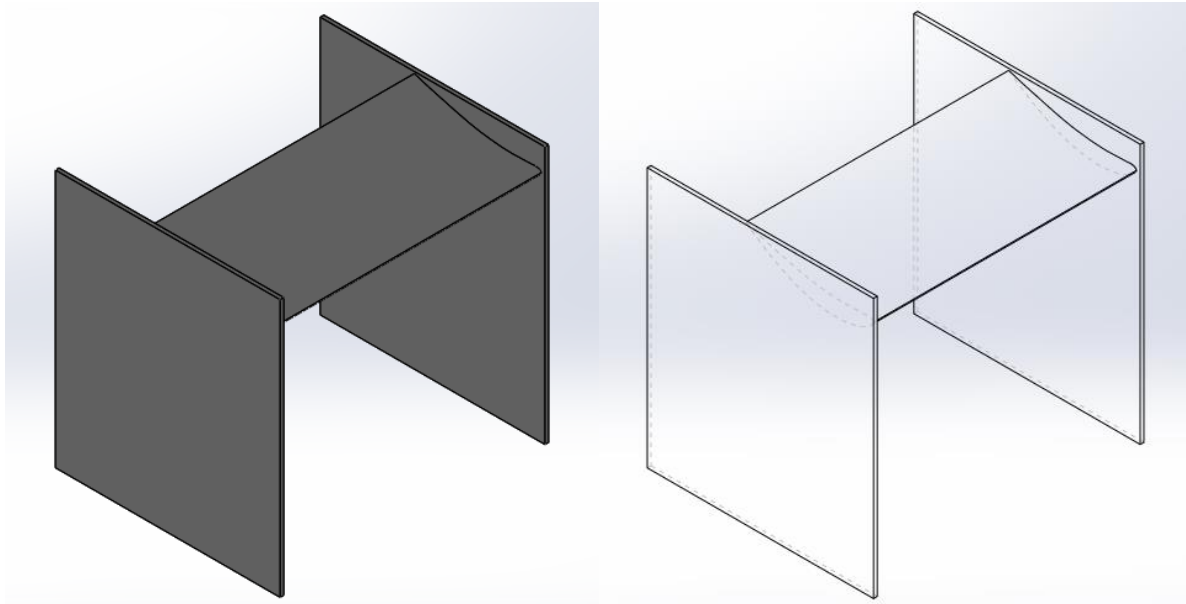


Fig.5.22 Representació 3D de l'aleró SIMPLE

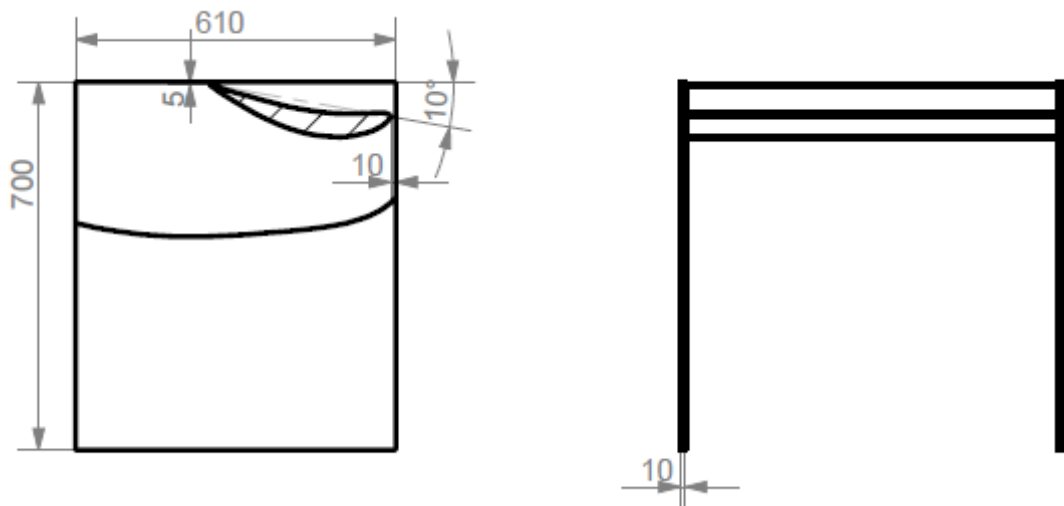


Fig.5.23 Plànols i mesures de l'aleró simple

5.8.5. ALERÓ COMPLEX

Aquest model incorporà una forma més actual dels endplates, amb els talls més característics d'un endplate actual a la F1. La posició relativa de l'ala és la mateixa que en l'aleró simple.

Aquest disseny ha sigut realitzat a ull basant-se en imatges i esbossos. Les mesures, que compleixen el reglament presentat, defineixen l'aleró de la següent manera:

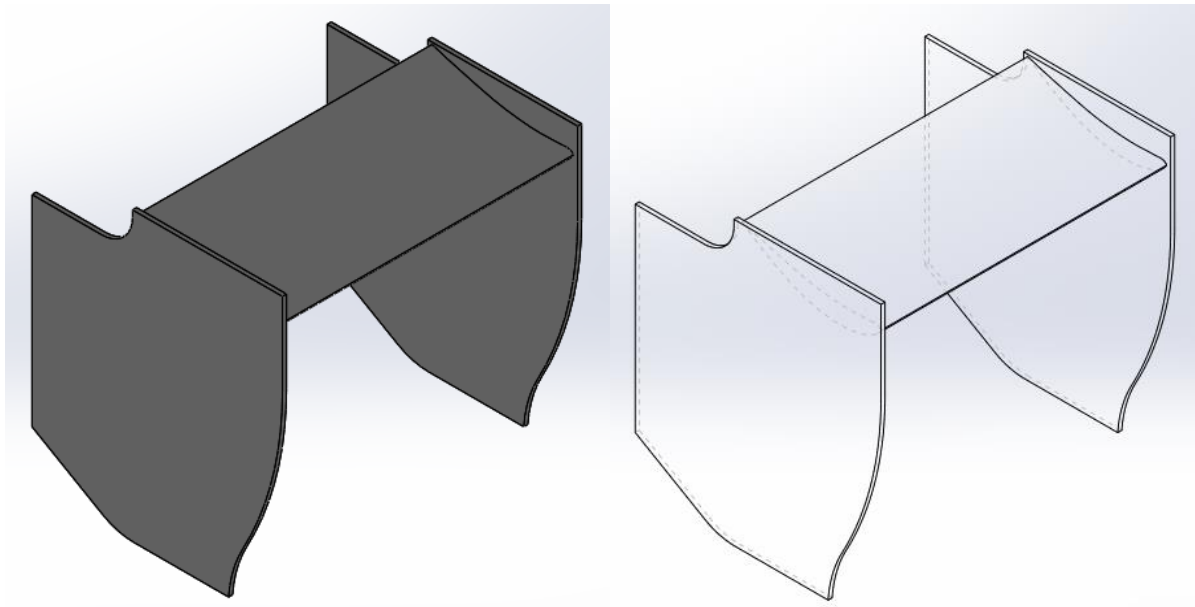


Fig.5.24. Representació en 3D de l'aleró complex

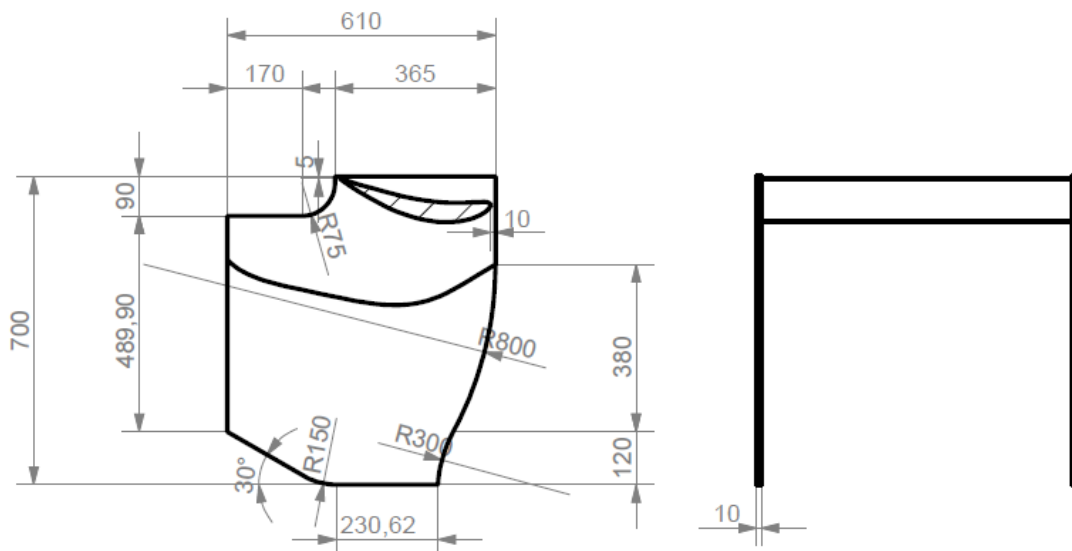


Fig.5.25. Plànols i mesures de l'aleró complex

5.8.6. ALERÓ COMPLEX AMB RANURES

Per últim, al disseny de l'aleró COMPLEX se li afegiran ranures a la part superior de l'endplate per imitar les que duen actualment els cotxes de F1. Els plànols indiquen les seves mesures:

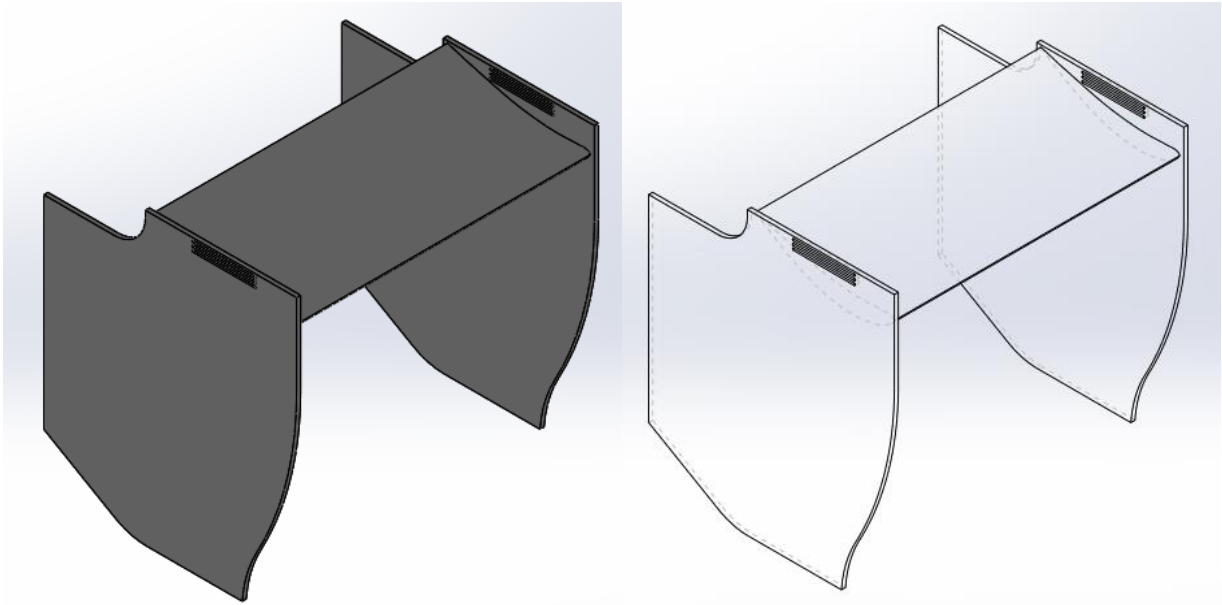


Fig.5.26 Representació en 3D de l'aleró complex

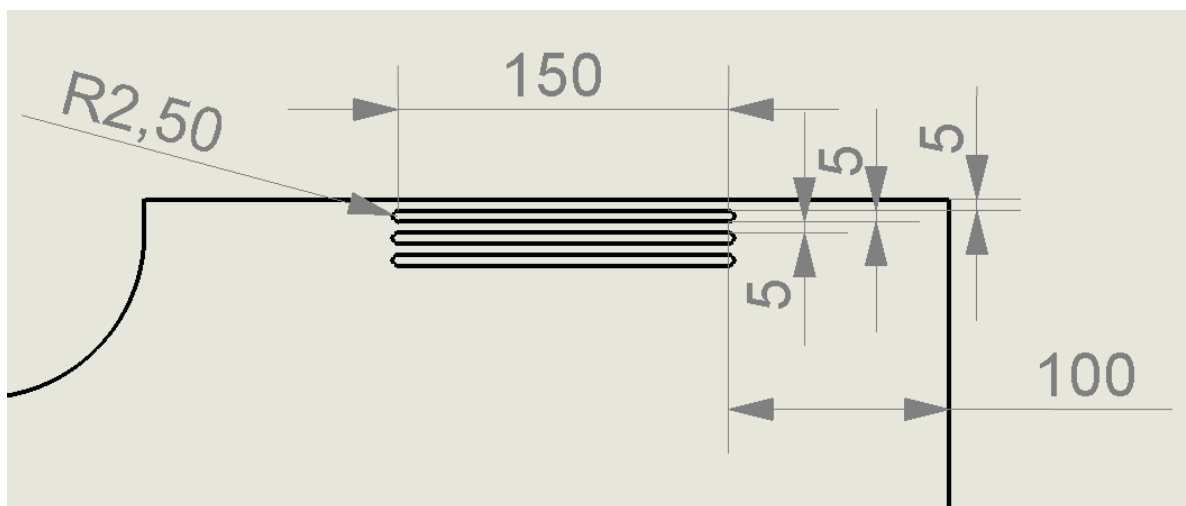


Fig.5.27 Plànols i mesures de les ranures

6. CÀLCULS TEÒRICS

A partir de la teoria sobre mecànica de fluids esmentada en el primer apartat d'aquest projecte i amb les dades i les propietats de l'ala que aporten els gràfics, es pretén dur a terme certs càlculs teòrics per a l'hora de fer la simulació per CFD (Dinàmica Computacional de Fluids) poder comparar els resultats extrets per les dues vies. Entre aquests càlculs, es desitja estudiar com varia la distància crítica segons la variació de diversos paràmetres i fer una aproximació als valors de les forces tant de *drag* com de *downforce* que crearà l'aleró en diferents situacions.

Amb aquests primers resultats teòrics, a més, es podrà dur a terme un millor estudi per CFD, ja que es podran depurar millor les condicions de l'entorn, com per exemple, les de la capa límit.

6.1. DISTÀNCIA CRÍTICA

Es defineix com a distància crítica o de transició (x_{cr}) el punt sobre l'ala en que el flux passa de treballar en flux laminar a flux turbulent. Òbviament, si es donen les circumstàncies, aquest punt pot no aparèixer sobre el perfil i que aquest treballi totalment en laminar, o bé aparèixer a l'inici d'aquest i per tant considerar-se que treballa totalment en règim turbulent.

La distància crítica s'extrau aïllant la longitud característica de l'equació del nombre de Reynolds i donant un valor de Reynolds de transició (6.1):

$$x_{Cr} = \frac{Re \cdot \mu}{\rho \cdot v} \quad (6.1)$$

Donant un valor de $Re = 5 \cdot 10^5$ i la densitat i la viscositat dinàmica del propi aire es podrà graficar la variació d'aquesta distància segons la velocitat que assoleixi el bolid.

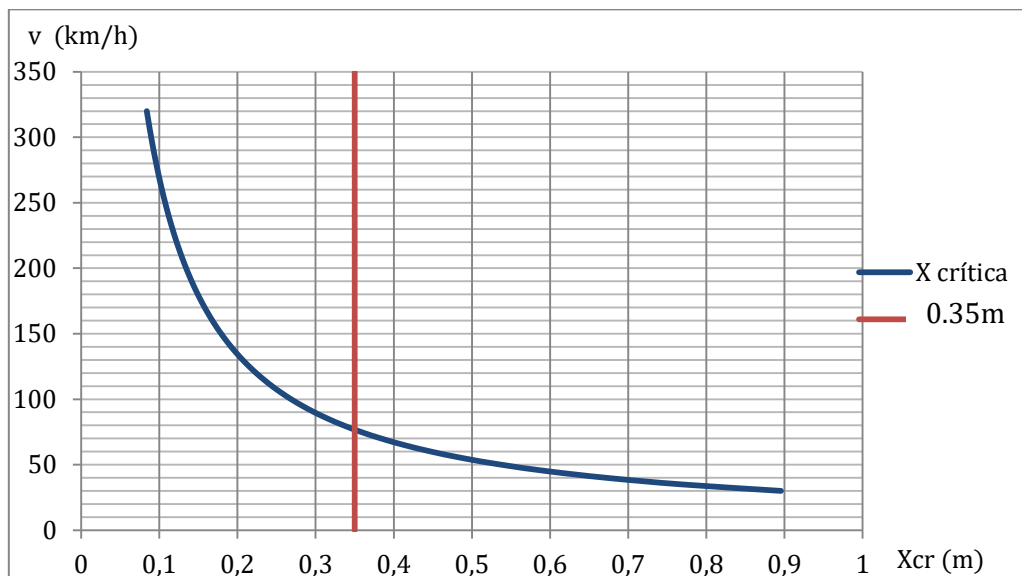


Fig 6.1 Gràfic de l'evolució de x_{cr} respecte v

En el gràfic es pot observar com evolucionar la distància crítica a mesura que s'augmenta la velocitat del monoplaça.

- A velocitats baixes, la distància de transició és superior a $L = 0,35$ m (la corda del perfil), per tant tot el perfil treballa en flux laminar
- A partir de $v = 71,64$ km/h, una velocitat a la que rarament baixen els cotxes de F1, l'ala comença a treballar en els dos fluxos, en la part propera al vèrtex d'entrada en règim laminar i en la propera al vèrtex de sortida en règim turbulent.
- Al seguir augmentant la velocitat, x_{cr} va disminuint i la zona laminar es va reduint en benefici de la part turbulenta, fins a una velocitat de 320 km/h, la qual poden arribar a assolir els F1 gairebé com a màxim, moment en que la distància crítica és mínima (0,084 m) i l'ala està dominada en la seva majoria pel règim turbulent.

Com a conclusió teòrica, es pot esperar per tant, que l'ala hagi de treballar en els dos règims a l'hora gairebé en la totalitat del seu rang de velocitats.

6.2. El gruix de la capa límit

S'entén per el gruix de la capa límit com la distància que existeix entre el perfil i el punt on s'assoleix el 99% de la velocitat del flux lliure. Com s'ha vist, aquesta altura depèn del règim en el que treballi el flux i ve formulada per les següents equacions:

Flux laminar:
$$\frac{\delta}{x} \approx \frac{5}{\sqrt{Re}} \quad (6.2)$$

Flux turbulent:
$$\frac{\delta}{x} \approx \frac{0,16}{\sqrt[4]{Re}} \quad (6.3)$$

Si es grafiquen aquestes fórmules i tenint en compte els punts de transició que s'han vist anteriorment, es pot dibuixar el perfil de la capa límit de l'ala per a cada velocitat. Es mostra a continuació els perfils de les capes límits de tres velocitats representatives (70, 150 i 300 km/h).

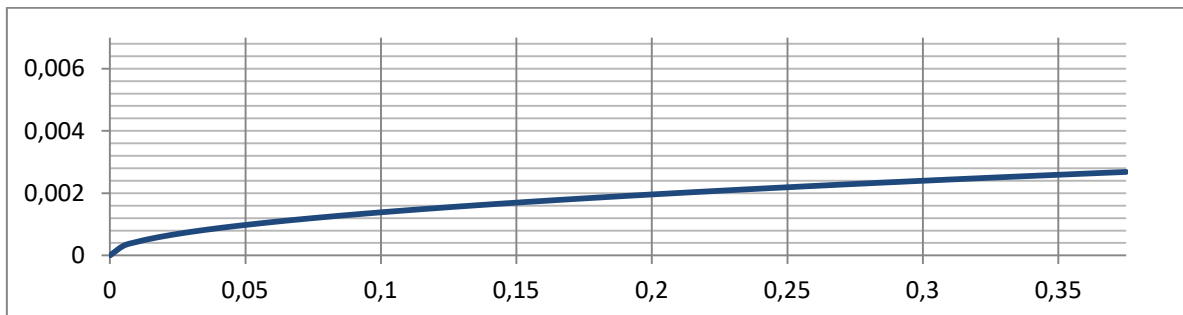


Fig.6.2. Capa límit laminar amb $v = 70$ km/h

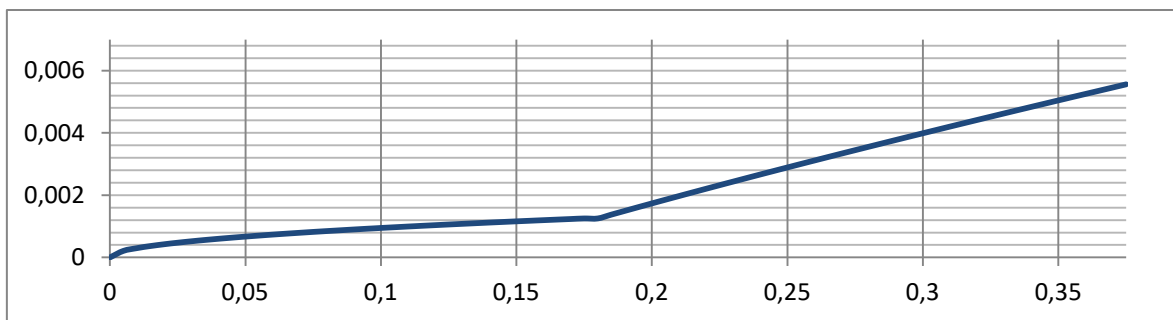


Fig 6.3 Capa límit laminar i turbulenta a 150 km/h

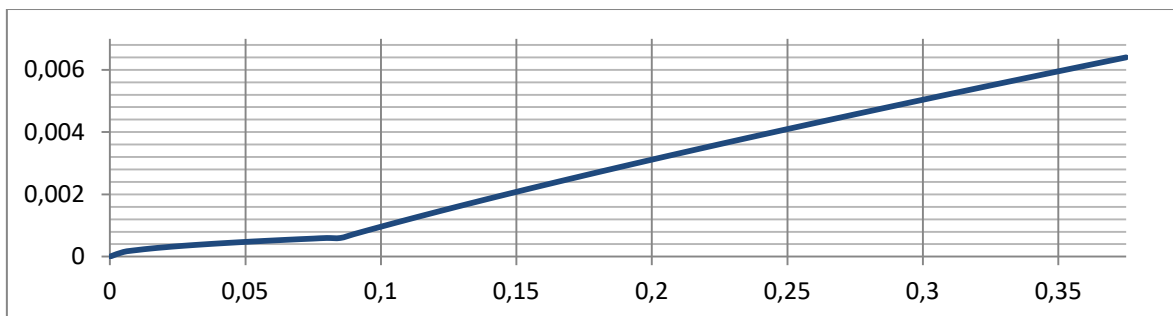


Fig 6.4 Capa límit laminar i turbulenta a 300 km/h

Tot i que dona una idea aproximada del que es pot esperar en la simulació, s'ha d'observar que aquesta equació és una aproximació i que no té en compte factors com l'angle d'atac i la geometria del perfil. Però, un coneixement aproximat de l'altura màxima del perfil ajudarà a mallar millor en la simulació i per tant, tenir resultats més fiables. A partir de les corbes, s'extreuen aquestes dades:

v	x_{Cr} (m)	δ_{max} (m)
70 km/h	>0,35	0,00268259
150 km/h	0,1791	0,00555883
300 km/h	0,89553	0,00639987

Fig 6.5 Dades representatives de capes límits vistes

6.3. Forces de drag i de lift

En aquest cas, no és trivial calcular de forma teòrica les forces que crea l'ala al rebre el flux d'aire, doncs s'hauria d'integrar les pressions que crea aquest respecte la superfície en contacte del perfil i aquesta és una tasca gairebé irrealitzable teòricament. Tot i que, gràcies a la utilització dels coeficients C_D i C_L sembla facilitar el procés de càlcul, no s'ha d'oblidar que aquests depenen del nombre de Reynolds i conseqüentment de la velocitat, per tant, es complica trobar una forma teòrica correcta de calcular les forces amb les dades de les que es disposa de l'ala.

Tot i així, es desitja fer un càlcul aproximat d'aquestes forces i el primer pas es veure com evoluciona els coeficients de drag i de lift segons el nombre de Reynolds. En els següent gràfic, es veu com ho fan per diferents formes geomètriques en el que es presta més atenció al de la forma d'ala simètrica.

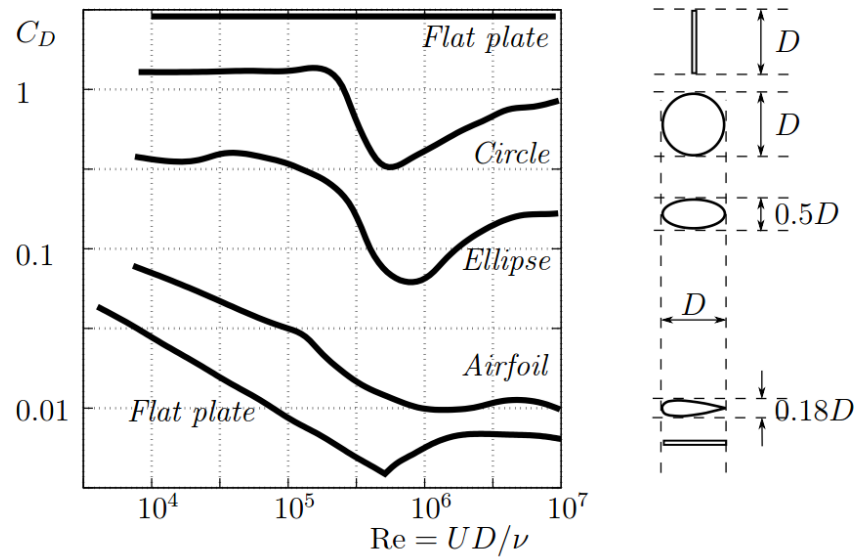


Fig 6.6 C_D envers nombre de Reynolds [14]

Amb aquesta gràfica (Fig. 6.6) es pretén observar primerament la veracitat de la dependència del coeficient de resistència a l'avanç (i conseqüentment acceptar la mateixa dependència del CL) respecte la velocitat i per tant la impossibilitat de treballar amb uns coeficients independents de tal magnitud, el segon punt a observar és la semblança que manifesta a primera vista amb els gràfics que es poden extreure de les dades de les que es disposen de la nostra ala (5 dades de coeficients per 5 valors de nombre de Reynolds) i per tant, poder acceptar els dos gràfics següents, amb la dependència dels coeficients del perfil estudiat (GOE 448).

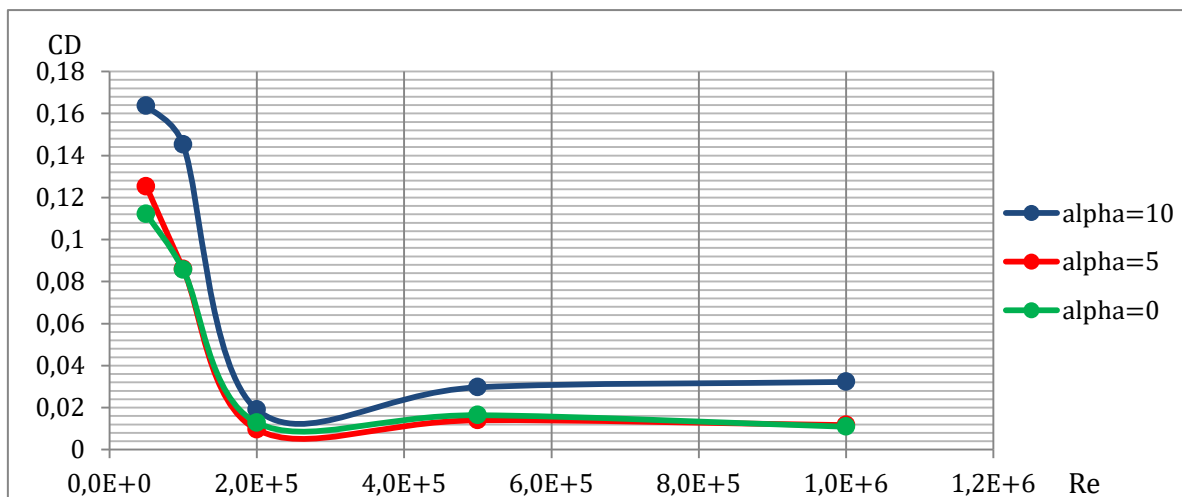


Fig. 6.7 Gràfica interpolada C_D -Re del perfil GOE 448 [8]

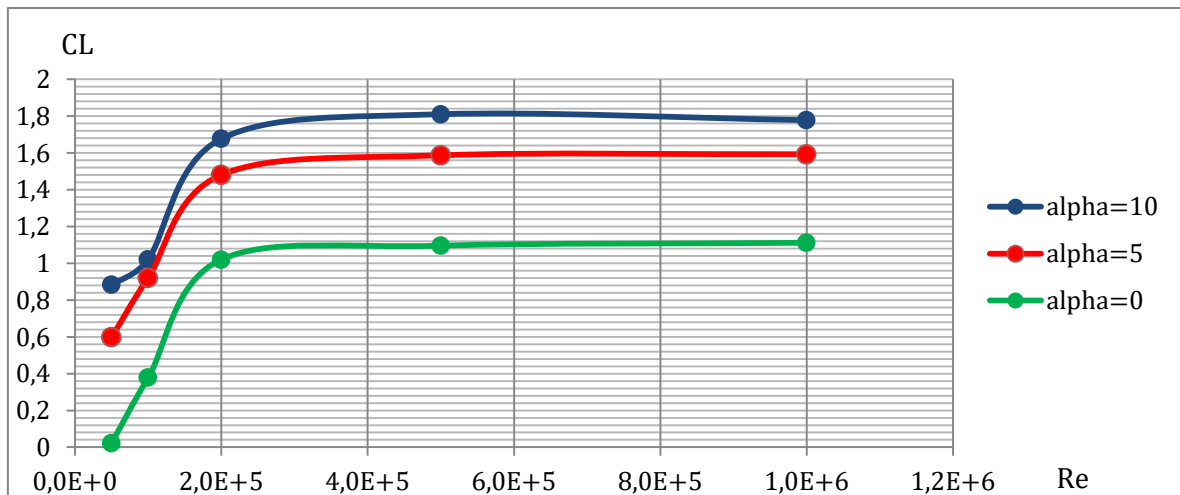


Fig. 6.7 Gràfica interpolada CL-Re del perfil GOE 448 [8]

Com es pot veure entre les gràfiques on es descriu el comportament del C_D (Fig 6.6 i 6.7), salvant les distàncies degudes a les diferències del perfil bàsic i el utilitzat en aquest projecte, segueixen un patró similar, amb la qual cosa es pot acceptar la interpolació de les gràfiques a partir dels 5 punts extrems de les dades de l'ala.

A més, un altre problema que sorgeix de les poques dades de les que es disposa, són els valors majors de 10^6 Reynolds, ja que no es disposa informació extreta de la base de dades sobre aquests. L'aproximació que es realitzarà per dur a terme el càlcul de forces en aquests casos, serà la suposició de la constància dels coeficients a partir de $Re > 1.000.000$ ja que com es pot observar tan en les gràfiques del perfil estudiat (les quals semblen tendir a un valor fix) com en la de l'ala simètrica les variacions a partir d'aquell punt són menys importants i representen un percentatge petit dins del valor total. Els valors dels coeficients, segons la velocitat, seran els següents:

Re	v (m/s)	v(km/h)	$\alpha = 10^\circ$		$\alpha = 5^\circ$		$\alpha = 0^\circ$	
			C_D	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L
50000	1,99	7,164	0,16357	0,8831	0,12525	0,5976	0,11218	0,023
100000	3,98	14,328	0,14513	1,0217	0,08600	0,9207	0,08558	0,3787
200000	7,96	28,657	0,01902	1,6764	0,00956	1,4805	0,01286	1,0200
500000	19,90	71,642	0,02968	1,8099	0,01399	1,5865	0,01640	1,0955
1000000	39,80	143,286	0,03225	1,7774	0,01169	1,5924	0,01092	1,1111
2000000	79,60	286,571	0,03225	1,7774	0,01169	1,5924	0,01092	1,1111
2100000	83,58	300,900	0,03225	1,7774	0,01169	1,5924	0,01092	1,1111

Fig 6.8 Taula de valors de C_D i C_L

Amb aquests valors de coeficients acceptats, es procedeix a calcular les forces teòriques que crearà l'ala segons el nombre de Reynolds en que treballi. Es duu a terme amb les equacions (4.3 i 4.4) mostrades anteriorment en aquest projecte, les quals, al aïllar la força queden de la següent forma:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot A \cdot \rho \cdot V^2 \quad (6.4)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot A \cdot \rho \cdot V^2 \quad (6.5)$$

Re	v (m/s)	v(km/h)	$\alpha = 10^\circ$		$\alpha = 5^\circ$		$\alpha = 0^\circ$	
			F_D (N)	F_L (N)	F_D (N)	F_L (N)	F_D (N)	F_L (N)
50000	1,99	7,164	0,147	0,793	0,113	0,537	0,101	0,021
100000	3,98	14,329	0,522	3,672	0,309	3,309	0,308	1,361
200000	7,96	28,657	0,273	24,101	0,137	21,284	0,185	14,664
500000	19,90	71,643	2,667	162,624	1,257	142,551	1,474	98,433
1000000	39,80	143,286	11,591	638,813	4,201	572,323	3,925	399,339
2000000	79,60	286,572	46,364	2555,25	16,806	2289,29	15,699	1597,35
2100000	83,58	300,900	51,116	2817,16	18,529	2523,9	17,308	1761,08

Fig 6.9 Taula de valors de F_D i F_L

Aquest apartat servirà doncs, per comparar els resultats obtinguts teòricament amb els calculats per CFD i comprovar quina és la veracitat de les aproximacions i les simplificacions utilitzades en ells.

7. ANÀLISIS PER MECÀNICA COMPUTACIONAL DE FLUIDS

7.1. INTRODUCCIÓ AL CFD

El fet de que els càlculs basats en les dades experimentals realitzats en l'apartat anterior siguin simplificacions molt amples de la realitat planteja la idea de que els resultats obtinguts no siguin prou adequats per un problema tan complex com és el proposat. A més, cal afegir que si es vol treballar amb 3D, el càlcul teòric és complica exponencialment i es dubta que el realitzat en dues dimensions sigui una bona aproximació a aquest fet.

Degut a aquesta situació, i gràcies als importants avenços en els càlculs computacionals de les últimes dècades, aquest tipus de problemes solen ser resolts, en l'actualitat, a partir de l'anomenada Mecànica Computacional de Fluids o CFD (de l'anglès Computational Fluid Dynamics). Aquesta és una de les branques de la mecànica de fluids que utilitza mètodes numèrics y algoritmes per analitzar i resoldre problemes sobre el flux de substàncies. Els ordinadors utilitats realitzen milions de càlculs requerits per a simular la interacció i els gasos amb superfícies complexes, com ara l'aleró estudiat. Aquest mètode consisteix bàsicament en dividir el volum de control del fluid en elements molt més petits i aplicar les equacions de Navier-Stokes aplicant a més condicions de contorn. A partir d'aquestes, s'itera fins que els resultats convergeixin, sempre acceptant un cert error, ja que es tracta d'aproximacions successives. [15]

Per realitzar el anàlisis CFD s'utilitzara el software ANSYS Fluent, programari destinat a simular el comportament de fluids en un entorn virtual. Per definir el problema s'ha de passar per diverses etapes, les quals han de ser definides amb compte per aconseguir una simulació molt més acurada a la realitat i evitar que la solució que es trobi posteriorment pugui convergir al iterar. Són bàsicament aquestes:

- Dissenyar la geometria del volum de control. El primer pas que s'ha de realitzar serà definir el volum de control que es vol estudiar. No es tracta només del propi aleró, sinó tot l'espai que l'envolta. Segons el problema que es vulgui definir, s'haurà de vigilar com de gran s'ha de fer el volum de control per evitar que aquest afecti als resultats. ANSYS Fluent permet exportar arxius CAD amb la geometria de la peça aerodinàmica desitjada i en un editor, crear un volum de control al voltant seu amb diverses opcions per fer-ho.
- Malla el volum de control. Definit ja el volum de control que es desitja estudiar, el següent pas és malla-lo. Es refereix a, com s'ha dit anteriorment, dividir el volum de control de volums més petits. Aquesta divisió no és trivial, doncs contra més petit sigui la mida d'aquest, el resultat serà més fiable però a la vegada utilitzarà més recursos per calcular cada solució i per tant, el temps de resposta augmentarà. Per tant, és important predir el comportament de la simulació per poder refinar la malla a les zones on pot interessar tenir resultats més exactes i no en les altres.
- Aplicar les condicions de contorn. Per acabar de definir el problema s'han d'aplicar les condicions de contorn correctes per a que el software interpreti perfectament la realitat del plantejament. Entre elles s'ha de fixar la velocitat del fluid, les seves característiques intrínseques i a més les propietats de les parets del volum de control, a part d'alguns valors de referència.

7.2. ANÀLISIS

En aquest apartat es realitzaran diversos anàlisis en tant a extraure diferents resultats. Primer de tot es procedirà a realitzar una simulació en 2D per a poder comparar els resultats teòrics amb els simulats i posteriorment es duran a terme diferents simulacions en 3D per veure com afecten diversos factors com són l'angle d'atac o la velocitat del flux i, a part, diversos com treballen diversos apèndix aerodinàmics que s'han estudiat anteriorment en aquest projecte.

7.2.1. Anàlisis 2D

Com s'ha pogut observar, en els apartats anteriors on es calculen resultats teòrics i extrets de la informació del perfil, han sigut elaborats amb càlculs 2D. Abans d'introduir el projecte a les simulacions 3D s'ha procedit a realitzar alguns estudis en dues dimensions per corroborar els resultats obtinguts en l'apartat 3. En aquest cas, es realitzaran diferents proves de velocitat i d'angle de l'ala seleccionada i es compararan els resultats dels coeficients de drag i de lift amb els que proporciona *airfoilstool*, lloc web d'on s'ha extret la informació del perfil.

7.2.1.1. Procés de simulació

Per simular la situació que es desitja s'han seguit els següents passos:

- **Geometria.** La geometria del problema ha estat realitzada amb SolidWorks utilitzant l'eina *superfície* i exportant-la en format .IGS al editor de geometries de l'ANSYS Fluent, aquesta es pot observar en la figura següent (Fig. 7.1):

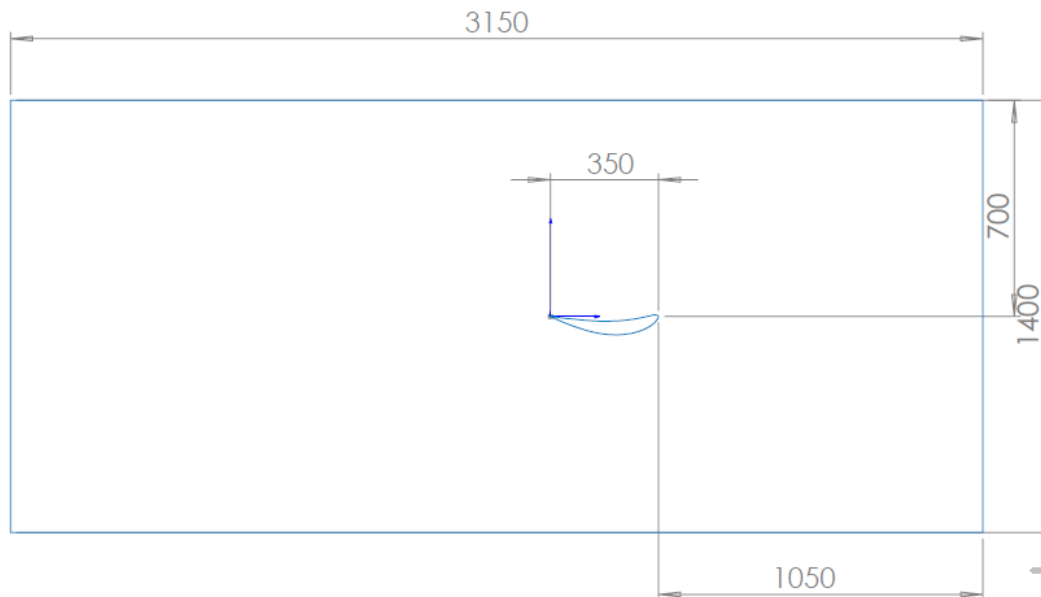


Fig.7.1 Croquis de la geometria 2D

Com es pot veure, s'ha creat una àrea de control ampla que deixa per darrere de l'ala una distància de $5 \cdot c$ (on c és la corda de l'ala $c=350$ mm) i per davant una distància de $3 \cdot c$. En l'eix vertical, l'àrea de control s'expandeix fins $2 \cdot c$ per dalt i per baix de l'ala. Aquesta superfície és bastant ampla i amb ella ens assegurem que les parets no interfereixin amb el flux en contacte amb l'ala. S'ha deixat més distància

posterior a l'ala que respecte la davantera ja que no es desitja interferir en les turbulències que creï al flux. A més, al ser encara un anàlisi 2D es pot dissenyar una àrea més extensa ja que el processament de resultats es relativament ràpid sense una tercera dimensió per simular.

- **Mallat.** Per mallar aquesta àrea de control s'han implementat 3 operacions per definir correctament el mallat. La primera serà seleccionar la geometria dels elements; la qual pot ser quadrada o triangular. S'haurà de seleccionar la triangular ja que amb la geometria quadrada la zona més propera a l'ala no pot alinear-se tan bé amb el perfil com ho fa la triangular. Aquest procés es realitza utilitzant l'eina *Method*, del *Mesh Control*.

La següent tasca serà definir la mida màxima dels elements; al ser en 2D i no necessitar tants recursos per processar la simulació, en primera instància escollirem una mida de 0,02m. Aquest procés es realitza utilitzant l'eina *Element Size*, del *Mesh Control*.

Per últim, per refinar més el mallat prop de la zona de l'ala, es realitzarà un *Inflation* (Fig.4.4) sobre les dues vores de l'ala. Per definir correctament aquesta eina cal observar l'altura de la capa límit calculada en l'apartat 3 del projecte (figures 3.2, 3.3 i 3.4), on fàcilment es pot observar que la capa límit mai superarà els 0,007 m. Tot i això, per assegurar-se fer una zona refinada suficientment ampla per assumir tota la capa límit, es parametritzarà la comanda *Inflation* de la següent forma (Fig.7.2):

Details of "Inflation" - Inflation	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Face
Definition	
Suppressed	No
Boundary Scoping Method	Geometry Selection
Boundary	2 Edges
Inflation Option	First Layer Thickness
<input type="checkbox"/> First Layer Height	5,e-004 m
<input type="checkbox"/> Maximum Layers	20
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,05
Inflation Algorithm	Pre

Fig.7.2 Parametrizació Inflation 2D

Amb aquests paràmetres s'assegura un gruix de més de 0,010 m (20 x 0,0005 m) i per tant, que contindrà en tot moment la capa límit de l'ala.

Cal afegir en aquest apartat, el fet de nombrar les 4 aristes de l'àrea de control com a "*velocity_inlet*" per a que els software reconegui la seva funció de fronteres posteriorment.

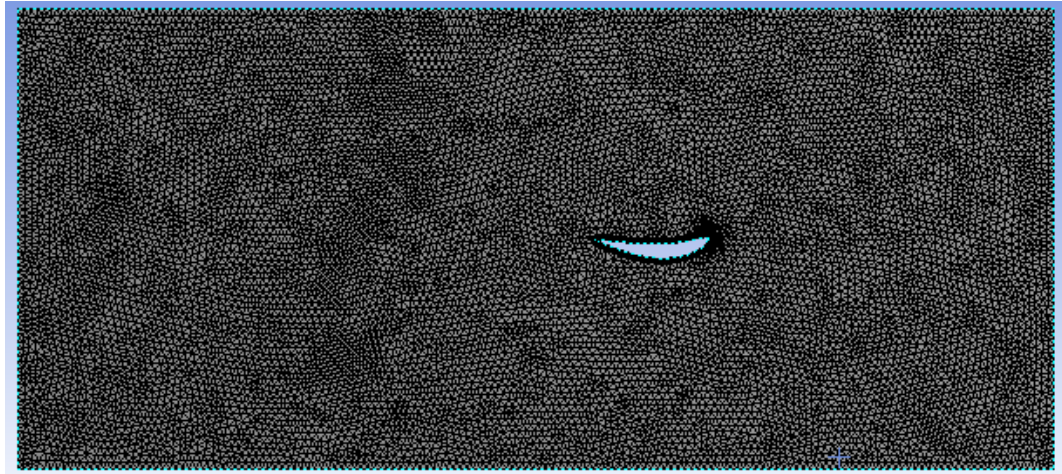


Fig.7.3 Mallat de la geometria 2D

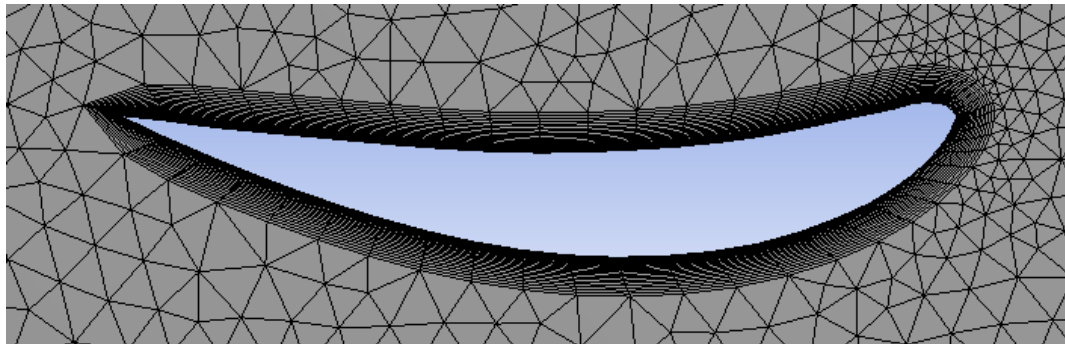


Fig.7.4 Detall de l'Inflation realitzat a la geometria 2D

- **Condicions de contorn.** El set-up del programari ANSYS Fluent ens demana introduir diverses dades per tal de formular correctament el problema. El primer de tot que s'ha de seleccionar és el model d'equacions que es vol utilitzar. És comú utilitzar el model viscos k -epsilon de dues equacions ja que dona resultats bastant acurats sense allargar el temps de processament, però en aquest cas s'escollirà el model de dues equacions també k -omega, el qual és una mica més complex però simula molt millor el comportament dels fluids viscosos en zones properes a cossos com ales. Dins de la parametrització del model, deixarem els valors per defecte (Fig.7.5).

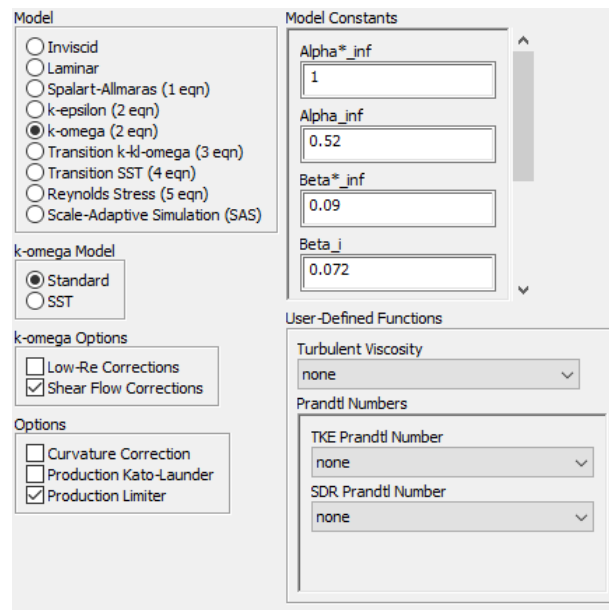


Fig. 7.5 Paràmetres estàndard del model k-omega

Fet això, també es procedirà a definir les condicions de contorn, les quals són totes les que el software aplica per defecte menys la velocitat del fluid que es canviarà per la desitjada editant la zona abans anomenada “*velocity_inlet*”. En aquesta pestanya es variaran les components de la velocitat per tal de crear l’angle d’atac en les simulacions que així ho requereixin. En quant els valors de referència, caldrà computar-los respecte el “*velocity_inlet*” abans definit i per a que els resultats dels coeficients siguin adients amb els extrems de la font de l’ala, per calcular el CD es deixarà l’àrea unitaria mentre que per calcular el CL es canviarà per la corda de l’ala, en aquest cas 0,35 m. Els altres paràmetres es deixaran per defecte, ja que són les propietats de l’aire.

En la següent taula es presenten les àrees projectades tant en el pla X (àrea frontal) com en el Y (àrea vertical). Aquestes seran utilitzades per a diferents càlculs posteriors:

	PLA X	PLA Y
0º	0,0458 m ²	0,2485 m ²
5º	0,0556 m ²	0,2475 m ²
10º	0,0703 m ²	0,2447 m ²

Taula 7.1 Àrees de l’ala en el pla X i Y

En el cas del CD, se li aplicarà una correcció al resultat ja que l’àrea frontal varia de forma important durant les 3 posicions. Per tant, es multiplicarà el resultat que s’obtingui de la simulació per (àrea pla X 0º/àrea pla X simulació).

- **Resultats.** Per obtenir els resultats del problema, es monitoritzaran els dos coeficients abans esmentats i es dibuixa la seva evolució respecte les iteracions per comprovar que aquests convergeixin. Aquesta eina es troba a la pestanya *Monitors*.

Per inicialitzar la solució, es realitza amb els valors corresponents al “*velocity_inlet*” per facilitar la feina al propi software al crear una solució inicial. Per últim, es simula un nombre d'iteracions alt per tal d'assegurar-nos que convergeix el resultat. Si això no succeís, s'hauria de refinar possiblement més el mallat. A continuació es comprova amb una simulació estàndard (0° , $v = 143$ km/h), que el mallat en principi no ha de donar errors per simulacions posteriors observant que els resultats convergeixen de forma fàcil (Fig.7.6).

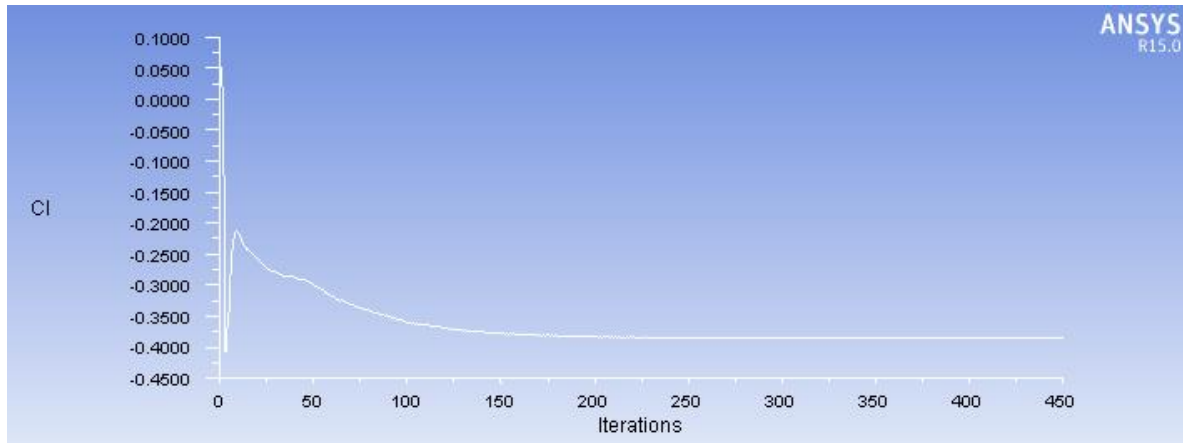


Fig.7.6 Iteracions de les solucions per comprovar la seva estabilitat

7.2.1.2. Resultats

Preparada ja la representació del disseny es procedeix a simular el problema en diferents condicions per les següents variables:

- x **ANGLE D'ATAC:** 0° , 5° , 10° .
- x **VELOCITAT DEL FLUID:** 76,7 km/h (eq. a 500000 Re), 153,5 km/h (eq. a 1000000 Re). i 307,4 km/h (eq. a 2000000 Re)

Aquests són els resultats numèrics dels coeficients per les diferents simulacions comparats amb els valors basats en dades experimentals (*airfoilstool.com*):

- x $v = 76,7$ km/h

	0°	5°	10°
CL exp.	1,0955	1,5865	1,8099
CL	1,0614	1,5342	1,8371
error (%)	3,11%	3,29%	1,5%
CD exp.	0,0164	0,01399	0,02968
CD	0,0105	0,02787	0,05235
error (%)	35,9%	99,21%	76,38%

Taula 7.2 Comparació CL i CD teòric i l'extret de la simulació amb $v = 76,7$ km/h

□ $v=153,5 \text{ km/h}$

	0°	5°	10°
CL exp.	1,1111	1,5924	1,7774
CL	1,104	1,5945	1,876
error (%)	0,63%	0,13%	5,54%
CD exp.	0,01092	0,01169	0,03225
CD	0,00973	0,028887	0,05476
error (%)	10,89%	146,9%	69,79%

Taula 7.3 Comparació CL i CD teòric i l'extret de la simulació amb $v=153,5 \text{ km/h}$

x $v=307,4 \text{ km/h}$

	0°	5°	10°
CL	1,1314	1,6485	1,8942
CD	0,00816	0,03161	0,05916

Taula 7.4 CL i CD extrets de la simulació amb $v=307,4 \text{ km/h}$

Com es pot observar, tenen comportaments molt similars als de les bases de dades. En el cas del CL el percentatge d'error és molt acurat mentre que per CD, a partir de 5° augmenta de forma important, tot i que es manté dins de la magnitud del resultat. A part d'això, una vegada simulat un cas amb Reynolds més elevats dels que s'extreuen de la base de dades, es veu que, com s'esperava, els valors són bastant similars, tot i doblar la velocitat, i que segueixen la tendència d'estabilitzar-se a partir dels 70 km/h, tal com es va veure en l'apartat 3.

A continuació s'aprofundeix en el cas on $v=153,5 \text{ km/h}$, tot i que les simulacions amb les primeres velocitats també es comporten de forma similar. Si s'observen en dos gràfics (Fig 7.7 i 7.8) per veure la seva evolució respecte l'angle d'atac es pot apreciar que l'evolució dels coeficients concorda bastant amb la experimental i per tant s'acceptaran els resultats.

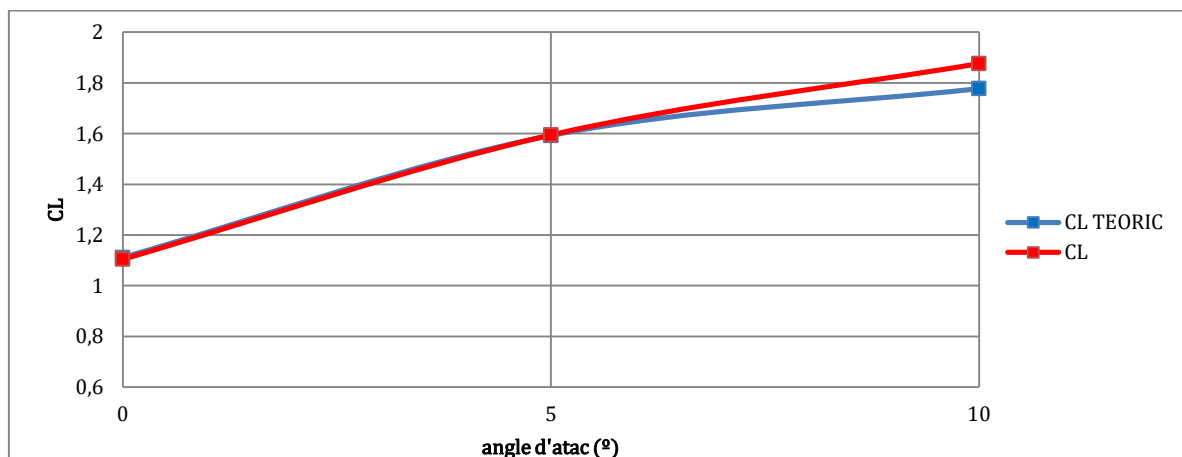


Fig.7.7 CL respecte angle d'atac

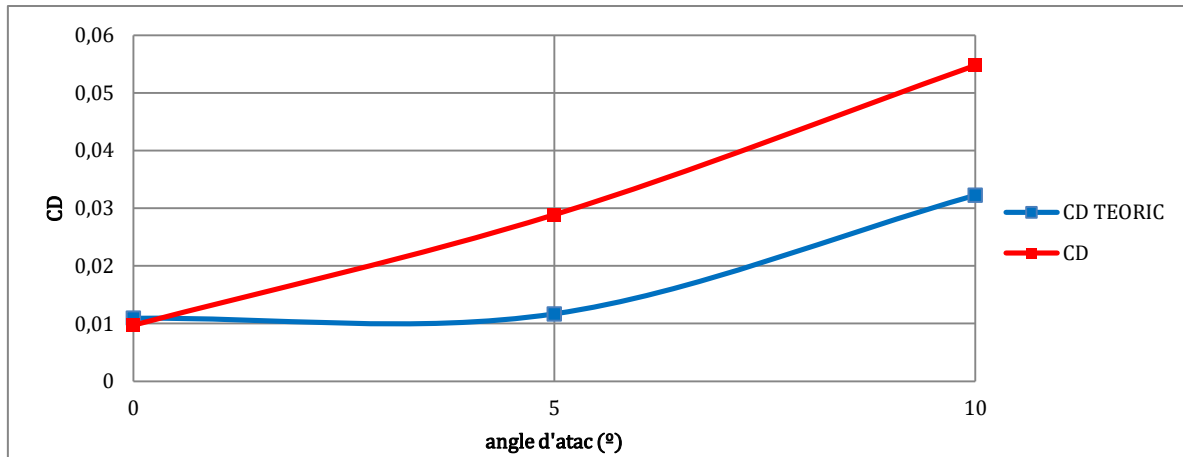


Fig 7.8 CD respecte angle d'atac

Es pot extreure d'aquests gràfics que:

- Els resultats són gairebé exactes amb angle 0° , degut possiblement a la major senzillesa de la simulació quan es creen menys turbulències, fet que va augmentant a la vegada que l'angle d'atac
- Els resultats del CL són molt més exactes que el del CD degut a que l'àrea del pla Y és molt més constant quan es varia l'angle que la del pla X i, a més, el comportament experimental del CD entre 0° i 5° és gairebé constant (fet anormal). Es pot confirmar això si s'aprecia que, després, la pendent entre 5° i 10° es molt similar.

A més dels resultats dels coeficients podem extreure certa informació de l'evolució de la distribució de pressions, les velocitats, les turbulències i les línies de corrent segons l'angle d'atac.

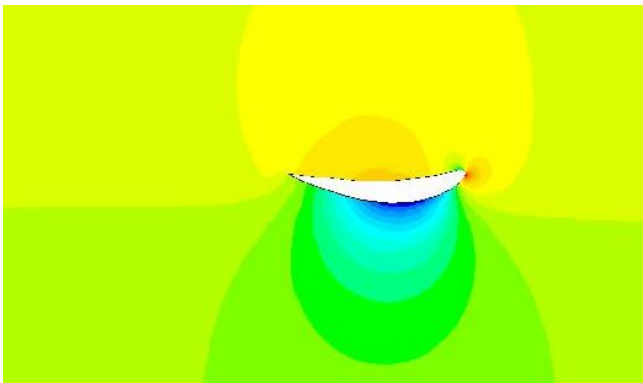


Fig 7.9. Distribució de pressions 0° ($v=153,5$ km/h)

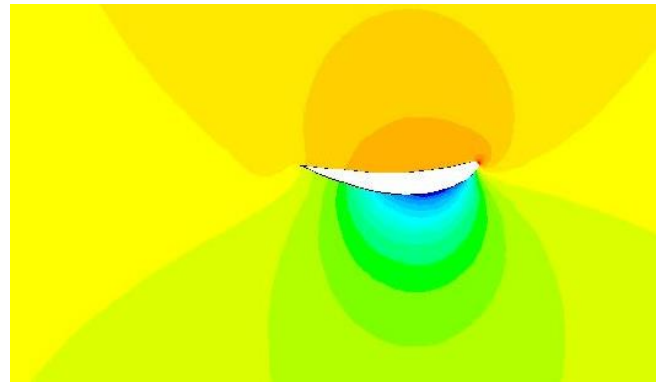


Fig 7.10 Distribució de pressions 5° ($v=153,5$ km/h))

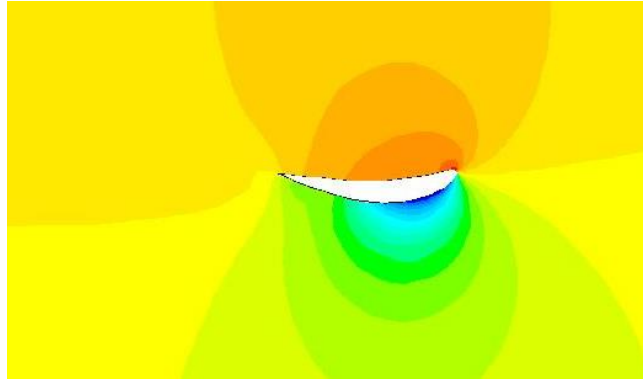


Fig 7.11. Distribució de pressions 10°(v=153,5 km/h)

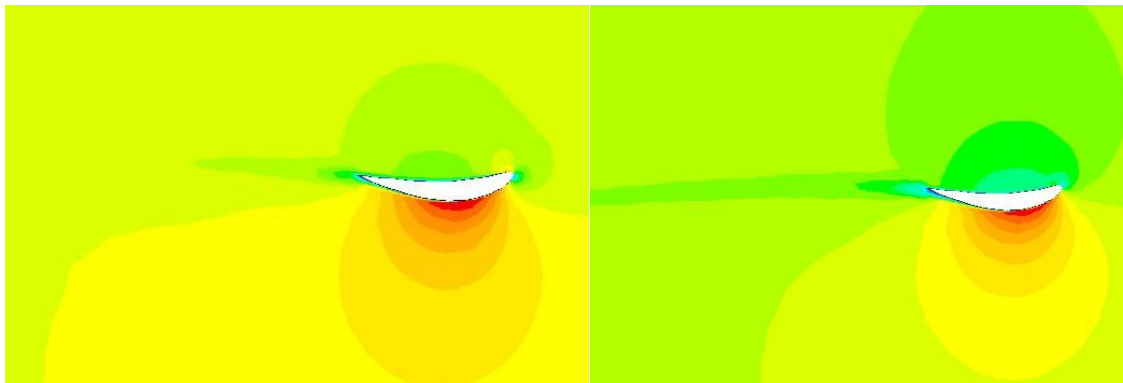


Fig 7.12. Distribució de velocitats 0° (v=153,5 km/h)

Fig 7.13 Distribució de velocitats 5° (v=153,5km/h))

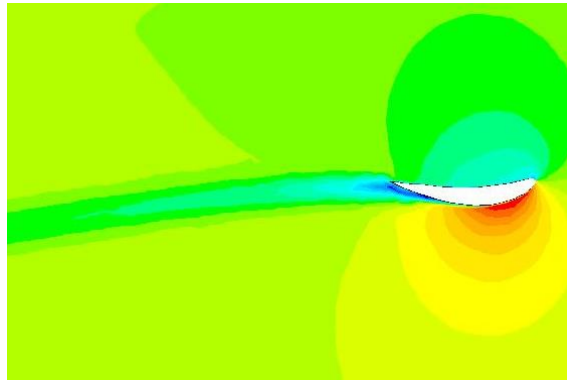


Fig 7.14. Distribució de velocitats10°(v=153,5 km/h)

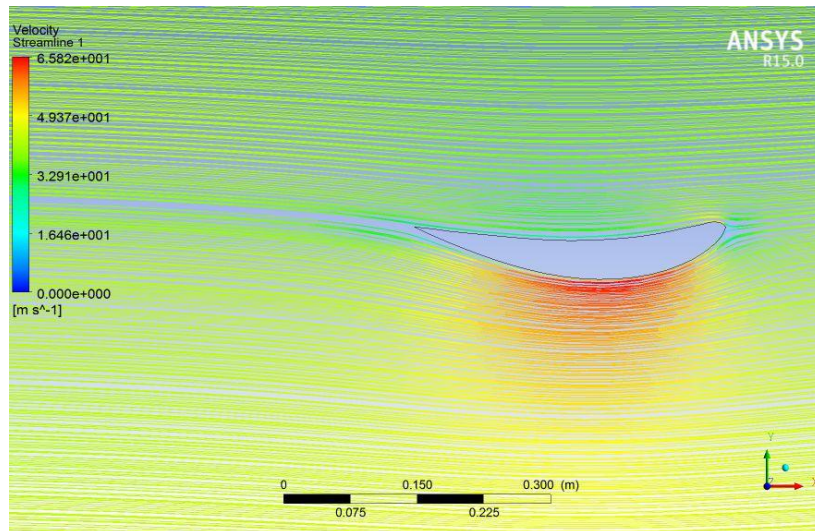


Fig 7.15. Línies de corrent amb 0° (v=153.5 km/h)

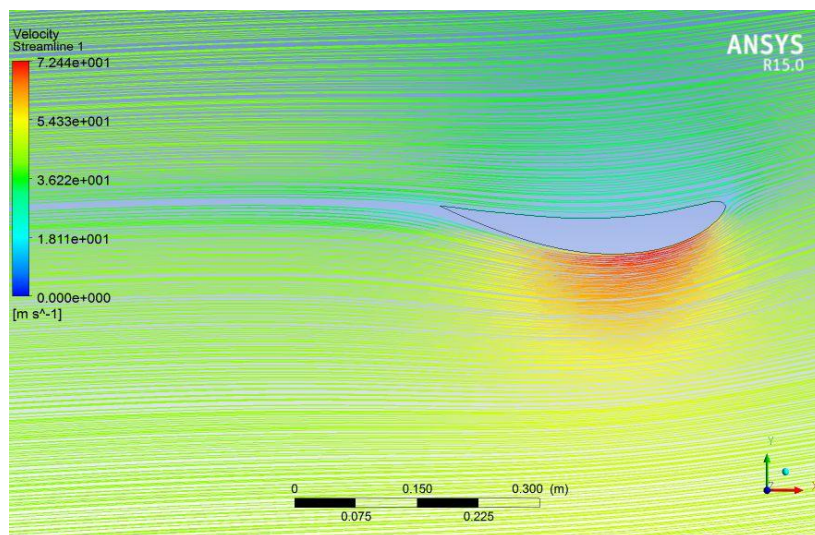


Fig 7.16. Línies de corrent amb 5° (v=153.5 km/h)

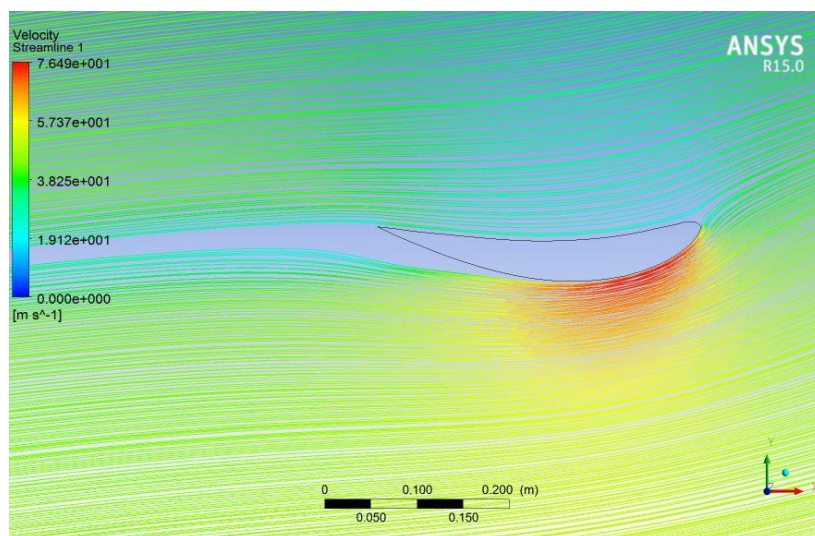


Fig 7.17. Línies de corrent amb 10° (v=153.5 km/h)

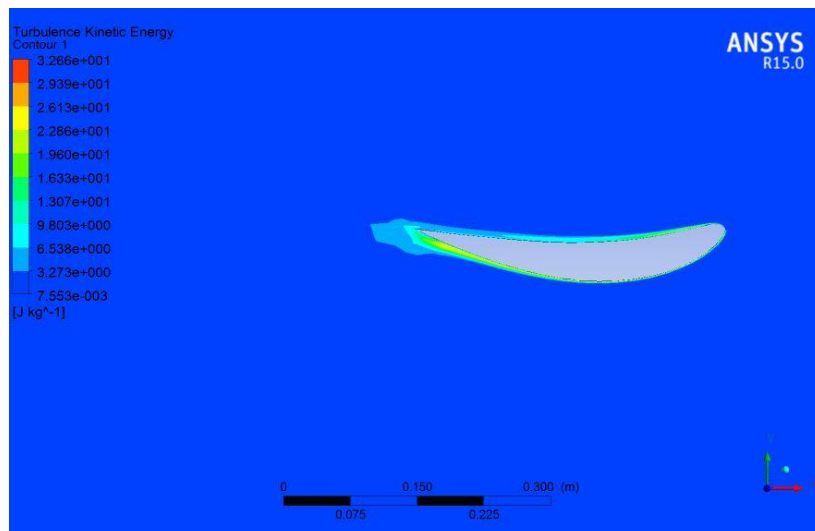


Fig 7.18. Energia cinètica turbulenta amb 0°(v=153.5 km/h)

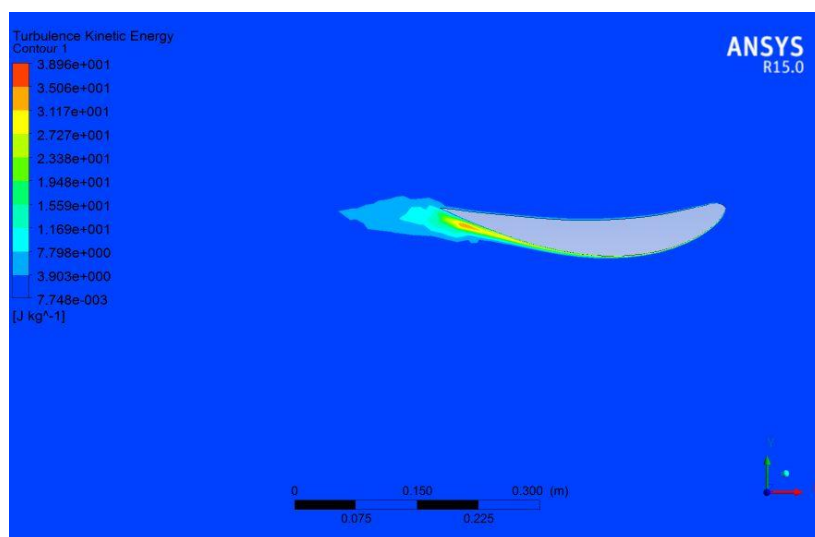


Fig 7.19. Energia cinètica turbulenta amb 5°(v=153.5 km/h)

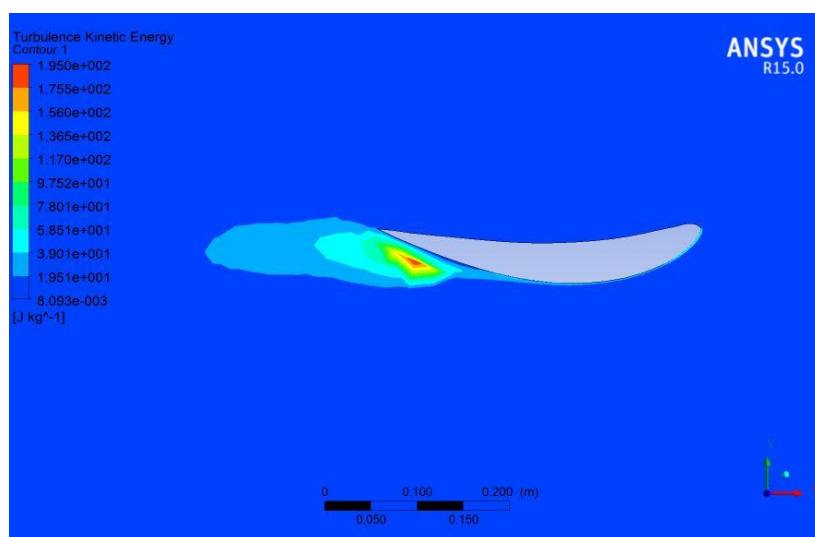


Fig 7.20. Energia cinètica turbulenta amb 10°(v=153.5 km/h)

És interessant comprovar com evoluciona el punt de màxima pressió segons l'angle d'atac: quan es un angle de 0° , aquest es troba en la part inferior de l'ala mentre que a mesura que augmenta l'angle d'inclinació es va col·locant a la zona superior millorant per tant, les forces de sustentació. A més, com és d'esperar, les pressions màximes a la part superior augmenten passant dels 1000 Pa a la primera simulació fins a superar els 1300 a l'última.

També es pot observar en les figures de les línies de corrent i de les turbulències que el canvi d'angle d'atac de 5 a 10° crea un creixement sobtat de turbulències a causa de l'inici del desprendiment de la capa límit. Això fa pensar que possiblement la posició on l'angle d'atac és de 10° pot crear comportaments inestables en l'ala.

7.2.2 Anàlisi ala 3D

Després d'aquesta petita introducció en 2D, es passarà als models 3D, en els quals s'aprofundirà molt més en els resultats i les comparacions. En aquest apartat, es treballarà amb dues geometries: l'ala simple, el mateix perfil realitzat en 2D amb la profunditat de l'aleró ja dissenyat, és a dir $L=710$ mm, i l'ala amb l'apèndix Gurney, amb les mateixes mesures i només afegint aquest spoiler al final de l'ala. Es recorda que els dissenys i mesures estan detallats a l'apartat 2. Es compararan els resultats obtinguts en 3D i en 2D i posteriorment, s'analitzarà l'efecte que realitza amb l'apèndix Gurney en diferents condicions.

7.2.2.1. Procés de simulació

Per simular la situació que es desitja s'han seguit els següents passos, en alguns casos anàlegs als presentats en 2D:

- **Geometria.** En aquest cas, dissenyar la geometria comporta un grau de dificultat afegit. El primer pas serà exportar el model 3D en format .IGS al editor de geometries de l'ANSYS Fluent i a partir d'aquí treballar amb ell. En ell, es definirà una opció de cos (*Body Operation*) sobre l'eix de fuga del perfil de rotació per poder variar fàcilment l'angle d'atac de l'ala sense haver de modificar la direcció de la velocitat. Fet això, s'usarà l'eina *Enclosure* per definir a partir de la posició de l'ala el volum de control. Les distàncies respecte el perfil que defineixen el volum són les següents (Fig.7.12):

Details of Enclosure1	
Enclosure	Enclosure1
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (>0)	2 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (>0)	1 m
Target Bodies	All Bodies

Fig 7.21 Definició de mesures del volum de control 3D

Com es pot observar, les distàncies són menors que en el cas de 2D pel fet de evitar haver de mallar un volum massa gran i que les simulacions siguin massa complexes.

Generat el volum de control, només cal realitzar una operació boleana de resta entre el volum de l'ala i aquest per obtenir la geometria final. El resultat, per el cas estàndard de 0º es mostra a continuació (Fig.4.13):

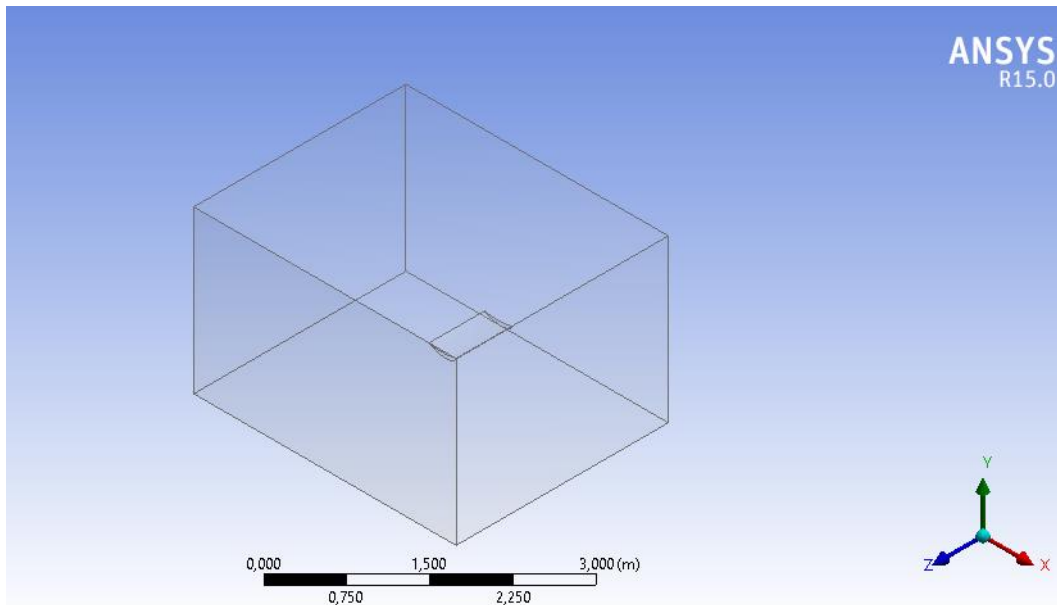


Fig.7.22 Vista isomètrica del volum de control de l'ala simple

- **Mallat.** Com s'ha anat mencionant durant aquesta secció, el mallat en 3D haurà de ser menys refinat que el de 2D per evitar temps de processament extremadament llargs. Per això, es deixarà les opcions de *Sizing* per defecte només indicant només que es vol una refinació petita per evitar elements massa grans. El que sí que es realitzarà serà un *Inflation* que tindrà elements d'una alçada major ($1,1e-3$ m) però un nombre més alt d'esglaons (30) per aconseguir refinar només la zona propera a l'ala i que els elements de mida estàndard comencin el màxim separats possibles.

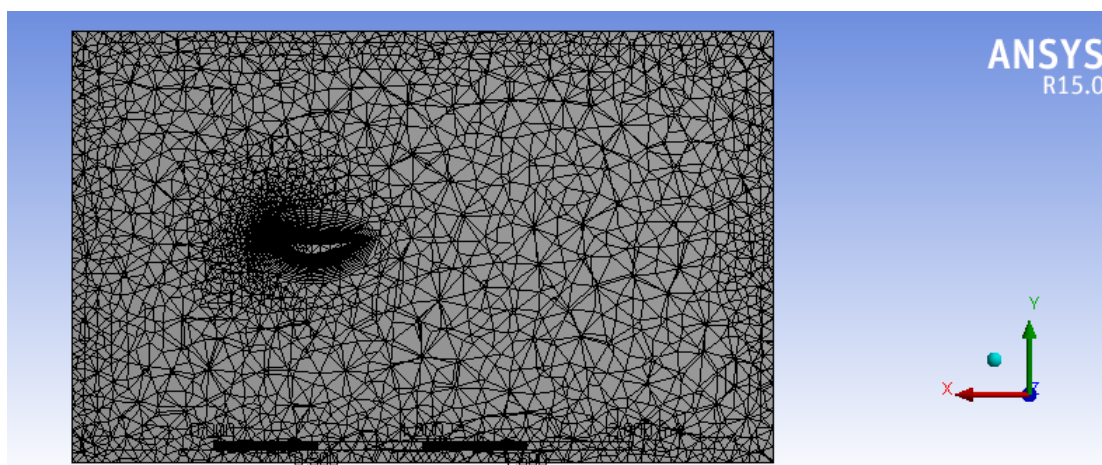


Fig.7.23 Secció transversal del mallat 3D sobre l'ala simple

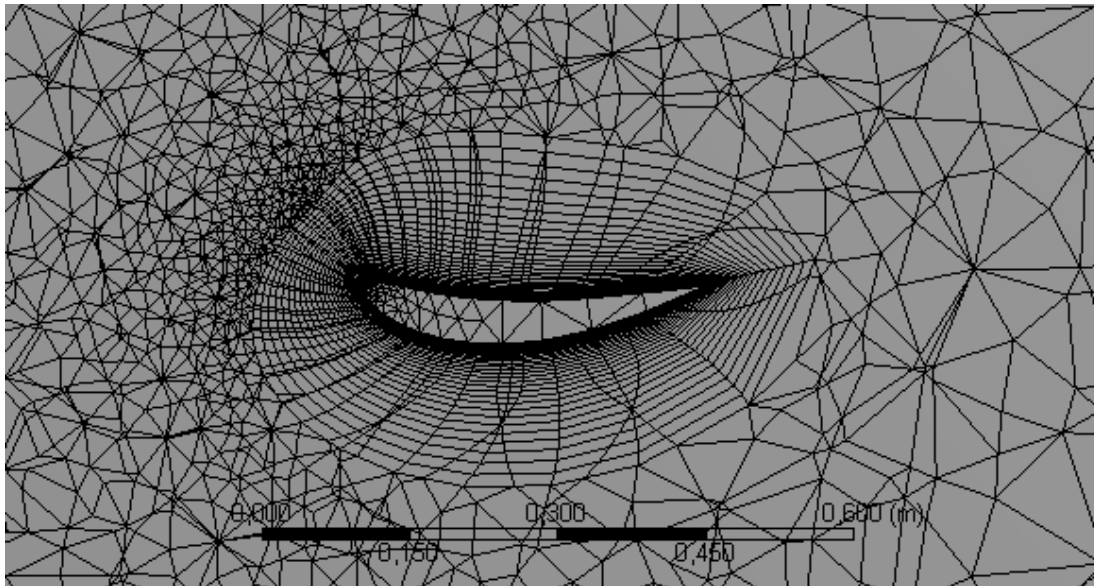


Fig.7.24 Detall de l'Inflation realitzat a la geometria 3D

Es pot observar (Fig.7.13) que la mida dels elements llunyans a les parets són grans comparades amb la malla en 2D, però la zona propera a l'ala, on realment s'han d'analitzar els resultats, té un refinament similar que hauria de ser suficient per convergir les solucions.

En aquest cas, a l'hora de definir les parets, anomenarem "*velocity_inlet*" a la paret frontal del volum i a la posterior "*pressure_outlet*" per a que el programa identifiqui correctament l'entrada i la sortida del flux.

- **Condicions de contorn.** Com en el cas 2D, es treballarà amb el model k-omega, que combinat amb l'*inflation* aplicat anteriorment donarà bons resultats al voltant de l'ala. Per aplicar la velocitat al fluid, en aquestes simulacions, només caldrà determinar la magnitud de la velocitat, ja que per variar l'angle es realitzarà, com s'ha comentat abans, en l'apartat de geometria.

Per treballar en 3D, els valors de referència variaran de com s'ha realitzat la simulació de 2D. En el cas del coeficient de lift (CL) l'àrea utilitzada serà la real (Taula 4.1) segons l'angle d'atac, mentre que pel coeficient de drag (CD) es seguirà utilitzant l'àrea unitat. Cal destacar que els resultats extrets de les simulacions i l'àrea utilitzada en aquests tenen una relació inversament proporcional.

- **Resultats.** En el cas de les simulacions 3D s'afegirà el càlcul del coeficient de moment (CM). Es comprovarà també que després de un nombre menor que en el cas 2D d'iteracions, els resultats hagin demostrat una convergència suficient per a reconèixer-los com a vàlids. En aquest cas, es treballarà en 200 iteracions.

7.2.2.2. Resultats

Preparat ja la representació del disseny es procedeix a simular el problema en diferents condicions per les següents variables:

- x **TIPUS D'ALA:** SIMPLE, GURNEY
- x **ANGLE D'ATAC:** 0º, 5º, 10º.
- x **VELOCITAT DEL FLUID:** 153,5 km/h (eq. a 1000000 Re). i 307 km/h (eq. a 2000000 Re)

En primer lloc, es vol comparar els valors 2D abans mostrats amb els de l'ala simple per veure quina certesa poden tenir les simplificacions que realitza el software quan treballa amb una dimensió menys.

Aquests són els resultats per a una velocitat mitja ($v=153,5$ km/h):

	0º	5º	10º
CL exp.	1,1111	1,5924	1,7774
CL 2D	1,104	1,5945	1,876
CL 3D	0,487	0,945	1,140
CD exp.	0,01092	0,01169	0,03225
2D	0,00973	0,028887	0,05476
CD 3D	0,02360	0,03520	0,04970

Taula 7.5 Comparació dels coeficients en les simulacions 2D i 3D

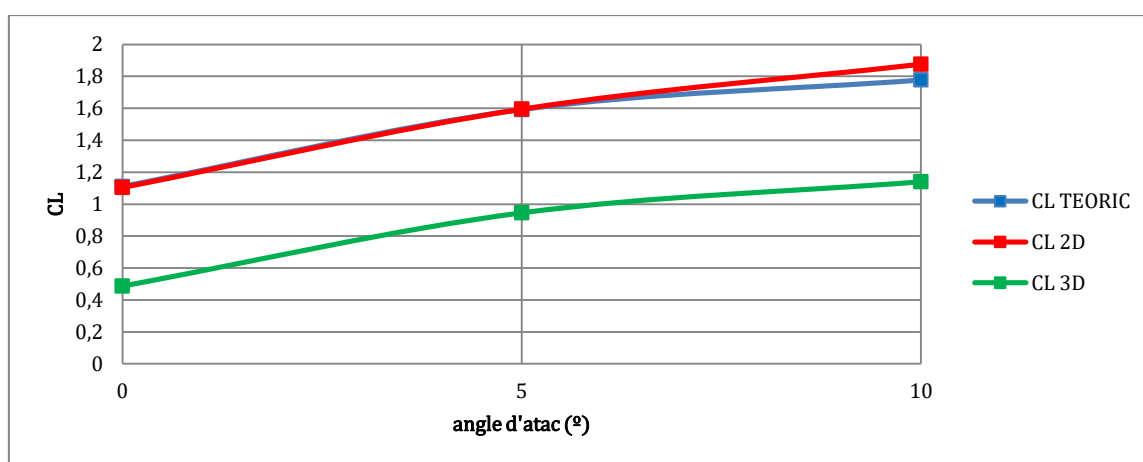


Fig.7.25 CL respecte l'angle d'atac

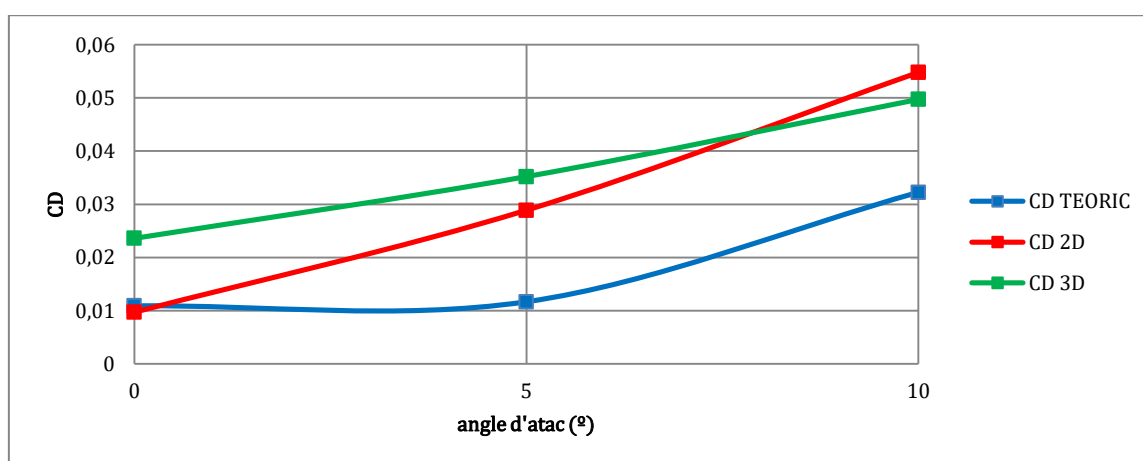


Fig.7.26 CD respecte l'angle d'atac

Si es grafiquen (Fig.7.15 i Fig.7.16) els resultats podem observar que:

- El coeficient de lift (CL) manté la tendència mostrada tant en els resultats extrets de la base de dades experimentals com els de la simulació 2D, però redueix el seu valor a la meitat. La hipòtesis que es pot usar per explicar aquesta situació és el fet

de que en simulacions 3D, el fluid pot tenir velocitats sobre l'eix Z (profunditat) i això fa que pugui "escapar" pels extrems de l'aleró (Fig.7.16) i per tant disminuir la pressió sobre la part superior de l'aleró. La solució a aquest problema és el disseny dels endplates, que seran estudiats durant el projecte.

- Per altra part, el coeficient de drag (CD) sí que pateix un comportament diferent tant al mostrat en simulacions 2D com als extrems de la base de dades. Tot i això, el comportament és totalment vàlid ja que augmenta a la vegada que ho fa l'angle d'atac, tal com es d'esperar i els resultats es segueixen mantenint dins de la magnitud esperada (10^{-2}). Per tant, es pot corroborar la validesa dels resultats.

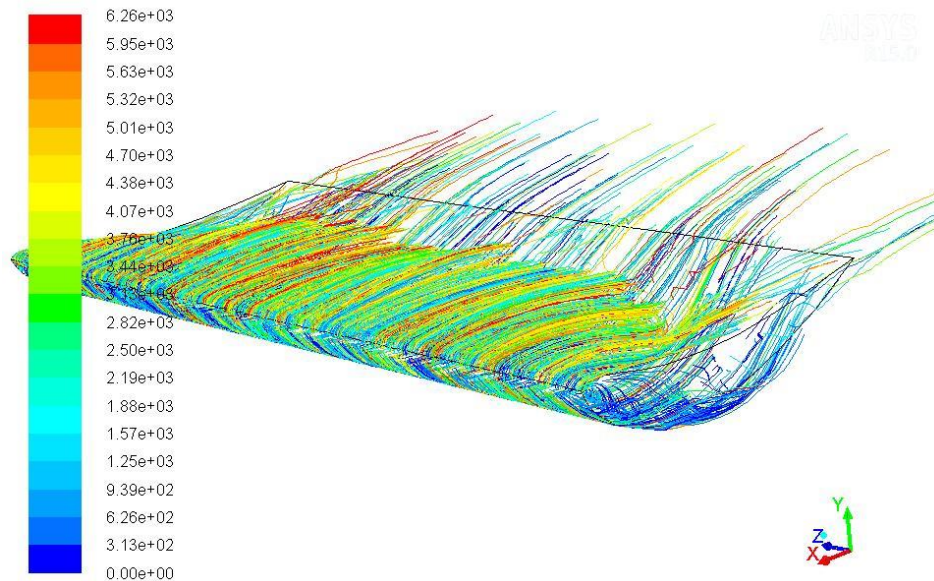


Fig.7.27 Detall de línies de corrent en 3D de l'aleró simple

A continuació es mostren les línies de corrent del flux segons l'angle d'atac proposat a l'ala, aquest cop simulat en tres dimensions i una velocitat de 153,5 km/h.

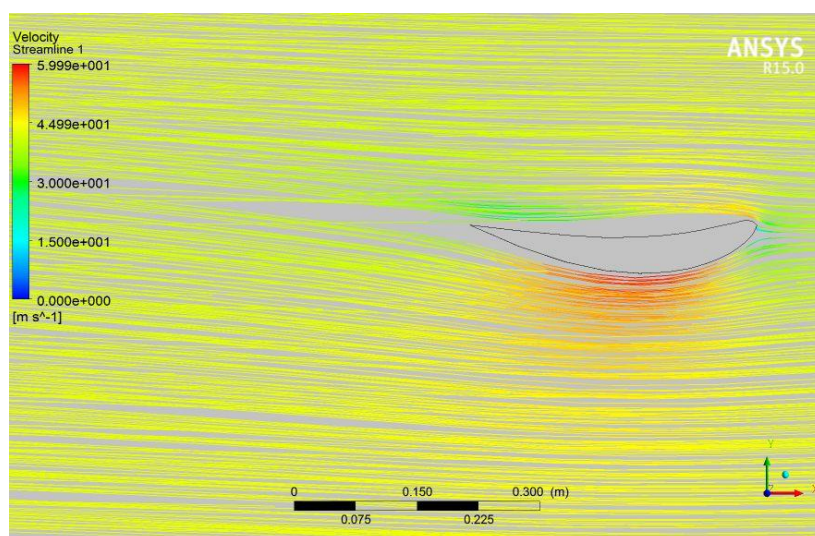


Fig.7.28 Línies de corrent a 0° ($v=153,5$ km/h) amb simulació 3D

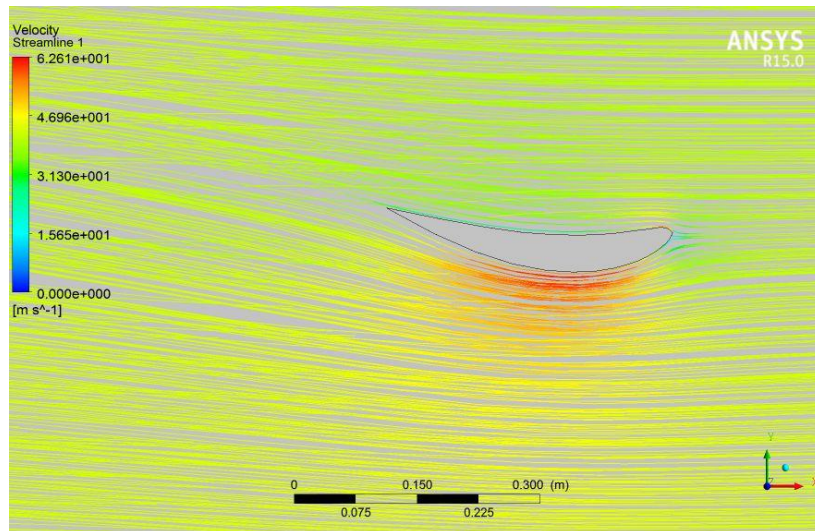


Fig.7.29 Línies de corrent a 5° ($v=153,5$ km/h) amb simulació 3D

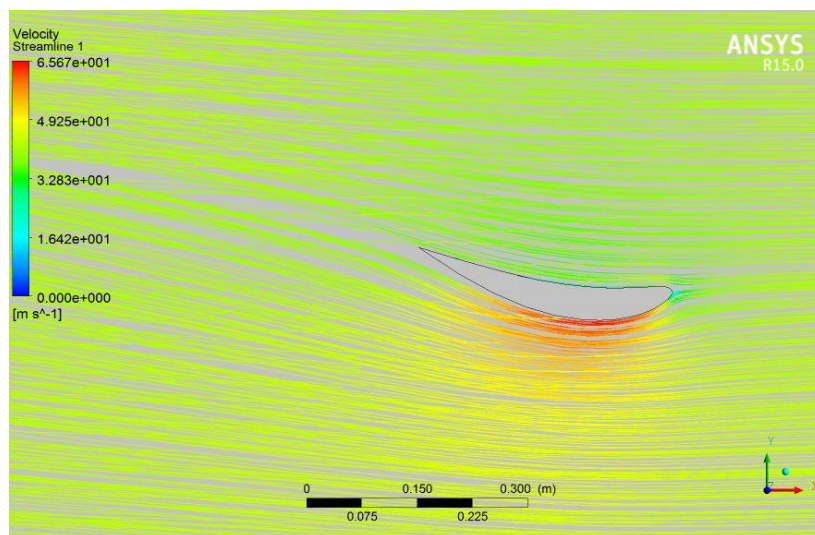


Fig.7.30 Línies de corrent a 10° ($v=153,5$ km/h) amb simulació 3D

En aquest cas, quan s'observen les línies de corrent simulades en tres dimensions, es pot apreciar importants diferències respecte les simulacions en 2D. La primera i més significativa la trobem en el cas de 0°, ja que es pot observar com a la part superior es crea una zona inestable ja que el flux no aconsegueix apropiarse al cos de l'ala, cosa que hauria de fer molt inestable el funcionament de l'ala. La segona diferència la trobem en el cas de l'angle d'atac de 10° ja que s'observa que amb una simulació més acurada com és la 3D, la capa límit no es desprèn d'una forma tan clara com en el càlcul en 2D anteriorment vist. Vist això, es pot afirmar que el cas més estable és l'entremig, col·locant l'ala amb un angle d'atac de 5°.

Es presenten els resultats separats per coeficients. S'espera, com s'explica en l'apartat 2 del projecte, que el apèndix Gurney faci augmentar notablement el CL (fins a un 30%, en principi), sense fer-ho de forma tan important la resistència creada. S'estudiarà com evolucionen aquests creixements segons l'angle i la velocitat.

x Coeficient de LIFT:

VELOCITAT	ALA	0º	5º	10º
153,5 kmh/h	SIMPLE	0,469	0,8234	1,1095
	GURNEY	0,55291751	1,1273	1,2354
error (%)		17,86%	36,90%	11,34%
307 km/h	SIMPLE	0,4806	0,8298	1,1116
	GURNEY	0,5622	0,9168	1,2493
error (%)		16,98%	10,48%	12,39%

Taula 7.6 Comparació del CL en les simulacions entre l'ala simple i l'ala amb l'apèndix Gurney

x Coeficient de DRAG:

VELOCITAT	ALA	0º	5º	10º
153,5 kmh/h	SIMPLE	0,0236	0,03143	0,05008
	GURNEY	0,02631	0,03996	0,0627
error (%)		11,48%	27,14%	25,20%
307 km/h	SIMPLE	0,0201	0,0313	0,0499
	GURNEY	0,0260	0,0402	0,0631
error (%)		29,39%	28,40%	26,45%

Taula 7.7 Comparació del CD en les simulacions entre l'ala simple i l'ala amb l'apèndix Gurney

A simple vista, en tots el casos es pot apreciar com l'efecte del l'apèndix Gurney és augmentar els dos coeficients entre un 10 i un 30%. Aquest fet és pot interpretar com un benefici per la part de la càrrega aerodinàmica, però com una pèrdua per la resistència a l'avanç que crea. Tot i això, la realitat és que al ser un petit apèndix fàcil de treure o col·locar i sobretot, al augmentar el CL sense haver d'augmentar l'angle d'atac, i per tant, apropar-se a la possibilitat de la separació de la capa límit, el Gurney, tot i augmentar la resistència a l'avanç sol ser utilitzat ja que és una forma senzilla d'augmentar la càrrega aerodinàmica sense prendre riscos.

A més, si s'observa atentament els resultats del CL de les simulacions, col·locar un Gurney és, a una velocitat de pas per corba com pot ser els 153,5 km/h estudiats, més beneficiós que augmentar l'angle d'atac 5º més (Taula 7.6).

Ala simple (5º): CL= 0,8234



Ala GURNEY (5º): CL= 1,1273
+36,9%

Ala simple (10º): CL= 1,1095
+34,7%

De totes formes, es procedeix a comparar els comportaments de CD i CL, calculant el coeficient CL/CD, el qual serveix per buscar el rendiment òptim de l'ala, que es trobarà en els màxims valors d'aquest.

CL/CD

		0°	5°	10°
153,5 km/h	Ala Simple	19,88	26,20	22,15
	Ala GURNEY	21,02	28,21	19,70
307 km/h	Ala Simple	23,91	26,51	22,28
	Ala GURNEY	21,62	22,81	19,80

Taula 7.8 CL/CD respecte l'angle, la velocitat i el tipus d'ala

Si es grafiquen aquestes dades (Fig.7.17 i Fig 7.18, següent pàgina) s'observa que:

- El rendiment millora sobretot a velocitats de pas per corba (153,5 km/h) i amb un angle d'atac menor a 7-8°. Quan s'assoleixen velocitats altes (307 km/h) l'ala GURNEY té un pitjor rendiment perquè crea més drag que lift, com s'ha comentat anteriorment.
- Per una altra part, es pot analitzar que, en cap moment el comportament respecte l'angle d'atac variï amb l'aplicació del nou spoiler, trobant sempre al voltant dels 5-6° el seu màxim rendiment.
- La dificultat d'augmentar el CL sense aproximar-se a la separació de la capa límit fa de l'apèndix GURNEY una bona eina tot i la disminució en alguns casos del coeficient CL/CD. Cal destacar que aquesta disminució no existeix en angles no massa grans i en velocitats de pas per corba, cas en el que interessa el màxim de CL

x **v=153,5 km/h**

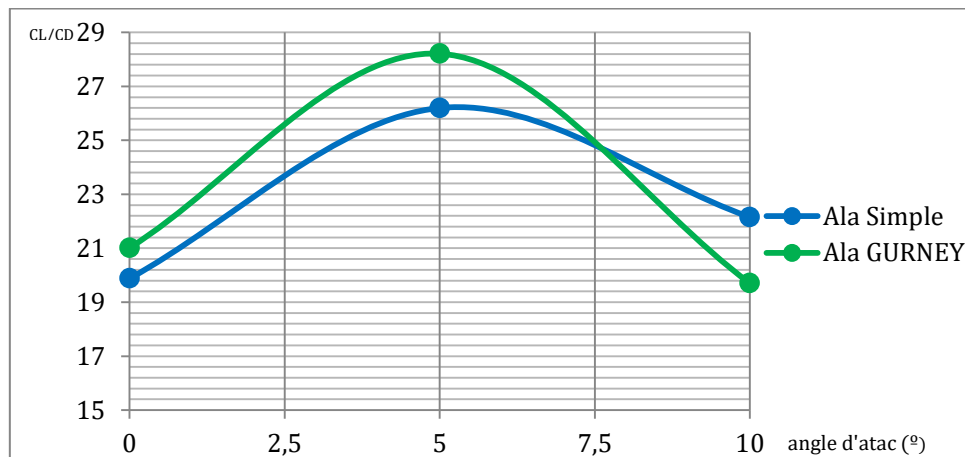


Fig.7.31 Evolució CL/CD respecte angle d'atac (153,5 km/h)

❏ $v=307 \text{ km/h}$

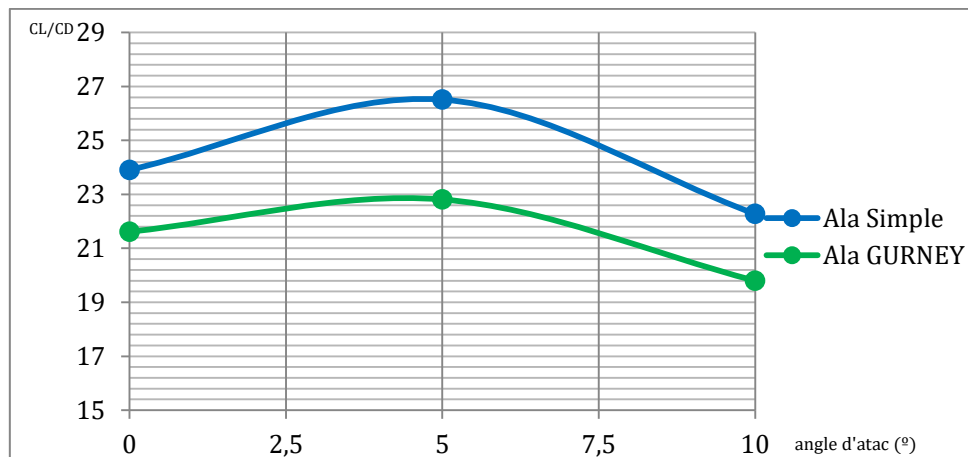


Fig.7.32 Evolució CL/CD respecte angle d'atac (307 km/h)

A continuació, per prosseguir amb l'anàlisi del comportament de l'ala GURNEY, s'analitzen diversos diagrames de pressions i velocitats d'un cas simulat: l'ala treballant amb un angle d'atac de 10° i velocitat $153,5 \text{ km/h}$. En el primer (Fig.7.19 i Fig.7.20), es pot observar la distribució de pressions sobre l'ala. Es pot apreciar que en l'apèndix Gurney no hi ha una excessiva sobrepressió com es podia arribar a pensar, queda patent que només és lleugerament superior a la de les altres zones de l'ala properes a ell. El que sí que es pot observar, és el fet abans mencionat, que existeix un comportament diferent en els extrems de l'ala, creant pressions més baixes per la "fuga" de flux pels laterals.

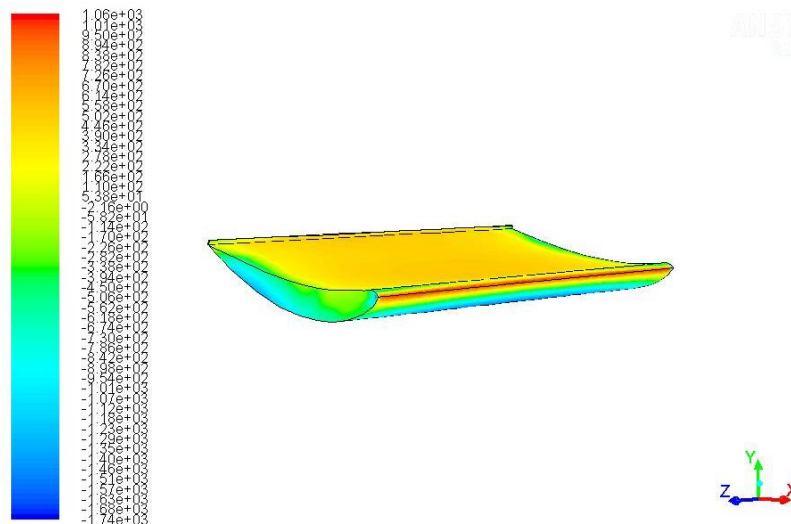


Fig.7.33 Distribució de pressions ala GURNEY 3D

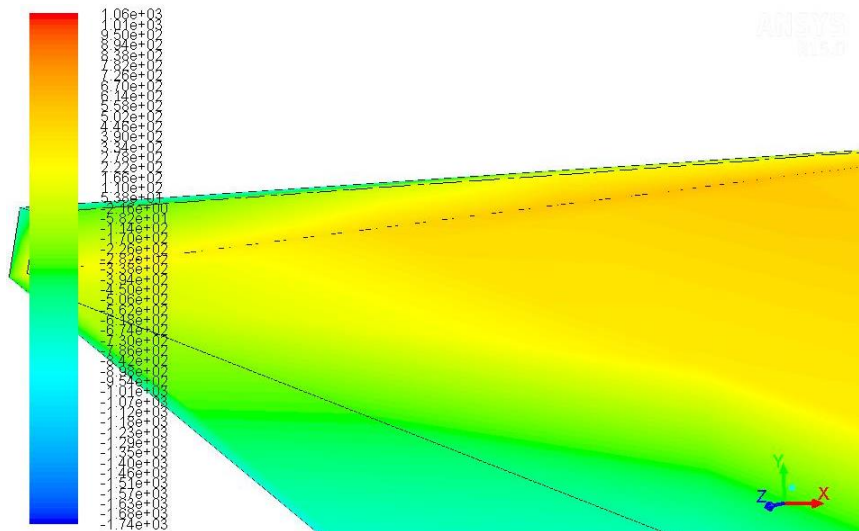


Fig.7.34 Detall distribució de pressions ala GURNEY 3D

Si s'analitza la distribució de velocitats (Fig.7.21) en el volum de control es pot observar que la capa límit es comença a despendre a la part inferior molt a prop de la cua de l'ala. Això és degut al gran angle d'atac, que bordeja el límit de la pèrdua de funcionalitat, és a dir, si s'augmenta el valor de l'angle segurament s'entraria en pèrdua, tal com es desprenia dels resultats de les bases de dades experimentals observats en el punt 2 del projecte. A part d'aquest fet, es pot comprovar que la distribució de pressions i velocitats és la lògica, creant una zona més ràpida a sota de l'ala i per tant, disminuint la pressió.

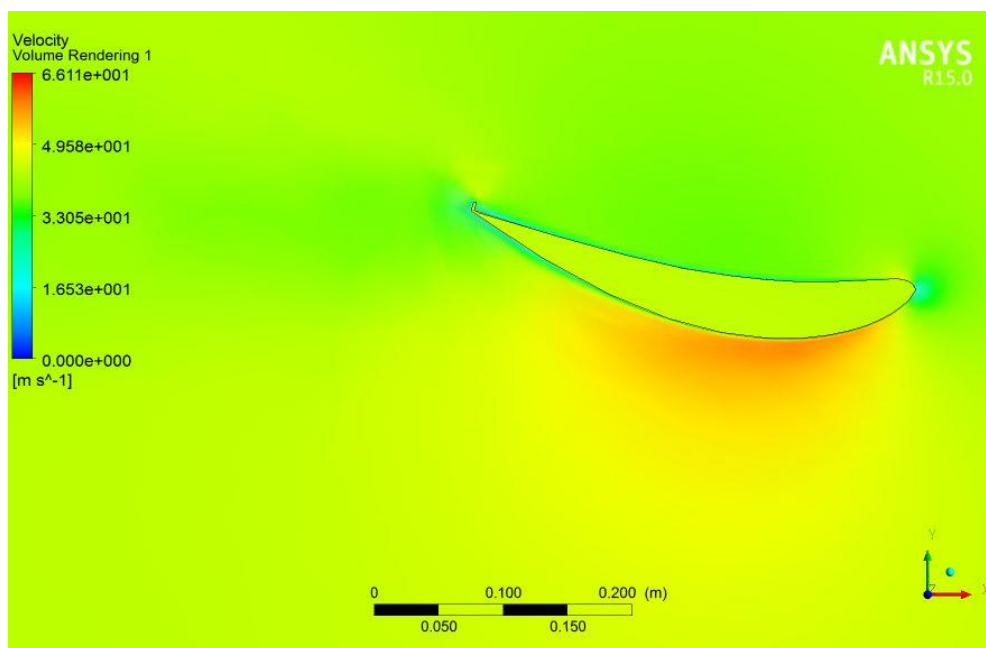


Fig.7.35 Distribució de velocitats ala GURNEY

Per últim, és interessant observar la distribució de pressions que crea el flap Gurney al seu voltant. Es pot apreciar (Fig.7.22) que en la zona posterior del Gurney es creen pressions negatives a causa dels dos vòrtex de sentit contrari que es formen, els qual gràcies a l'efecte de succió que tenen impedeixen que la capa límit es separi i per tant, donen més estabilitat a l'ala.

A part, es fàcil observar que a la zona anterior a l'apèndix Gurney es crea més pressió que a la resta de perfil superior de l'ala.

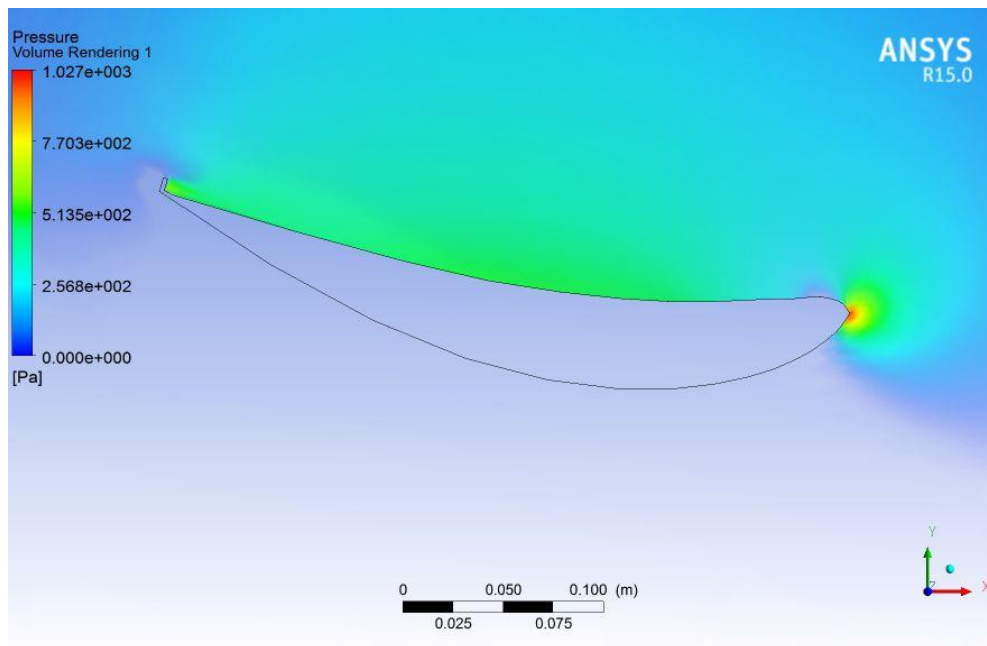


Fig.7.36 Distribució de pressions positives ala GURNEY

El fet explicat del retràs en la separació de la capa límit es pot observar amb més claretat si comparem el mapa de pressions de les dues ales per la part inferior (Fig 7.23). La distribució de la dreta és la de l'ala sense Gurney on es pot observar que s'assumeixen abans pressions positives, que són conseqüència del desprendiment de la capa límit, mentre que en el cas de l'esquerra, que és la distribució de l'ala Gurney, es veu com les pressions en cap punt de l'ala són positives.

Aquestes apreciacions són subtils en un cas com el d'un angle d'atac de 10°, ja que encara l'ala no ha entrat en pèrdua però són molt més evidents en casos amb angles més elevats on l'ala si que hi entra.

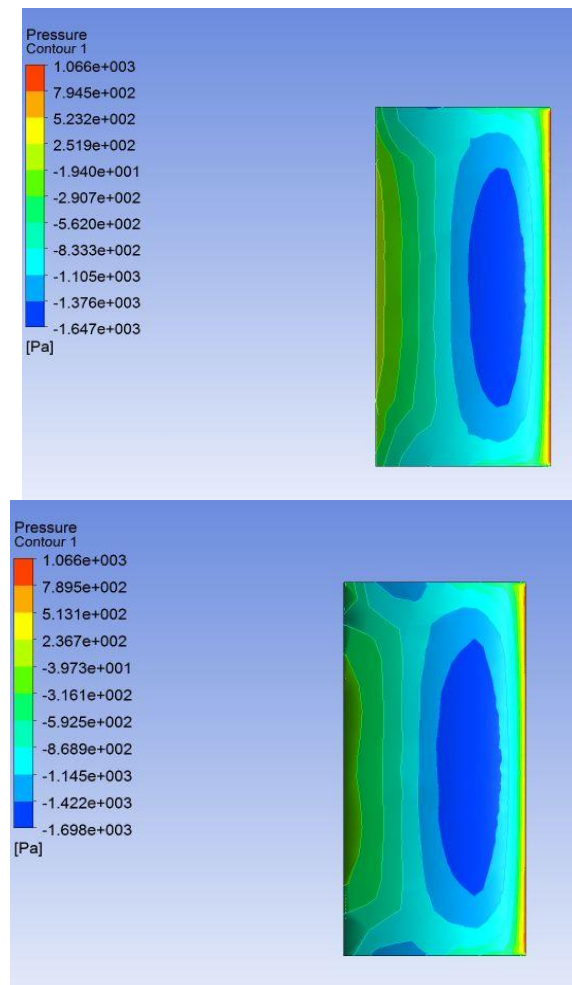


Fig.7.37 Distribució de pressions de la part inferior de les dues ales (dret ALA SIMPLE, esq GURNEY)

Per acabar amb aquest anàlisi de l'ala en 3D, es desitja estudiar també un nou coeficient: el coeficient de moment. Aquest és, com els dos ja estudiats, un nombre adimensional que depèn de la geometria i la velocitat del model i que permet calcular el moment en l'eix Z creat per les forces.

En aquest cas, es decideix estudiar com varia el CM (Coeficient de Moment) per una velocitat fixa ($v=307$ km/h) i veure com varia segons l'angle i el tipus d'ala. Els resultats es mostren en la següent taula:

	0°	5°	10°
SIMPLE	0,0164	0,0355	0,0530
GURNEY	0,0187	0,0387	0,0578

Taula 7.9 CM respecte l'angle d'atac

Es pot comprovar que manté una estreta relació amb el CD, ja que mostra valors similars que els del coeficient de resistència a l'avanç i es comporta de la mateixa manera ja sigui si varia el tipus d'ala o l'angle.

Per tant, es pot suposar que els comportaments del CD i el CM són totalment anàlegs respecte totes les simulacions.

7.2.3. Anàlisi aleró 3D

Vist ja l'anàlisi de l'ala simple, i detectada la possible solució a la diferència de prestacions de càrrega aerodinàmica entre el cas 2D i el cas 3D, es decideix incorporar a les següents simulacions uns endplates o derives laterals, tal i com actualment es treballa en la Fórmula 1, per veure com afecta això sobre el flux i si així s'aconsegueixen assumir resultats similars de càrregues aerodinàmiques als de les bases de dades experimentals.

Per dur a terme les simulacions, es treballarà amb els dos models ja presentats en l'apartat de disseny, un de més simple, amb un endplate totalment rectangular, i un altre més sofisticat, similar al que porten avui en dia els F1, amb un disseny més estilitzat per a comprovar si això afecta als resultats aerodinàmics i si és així, en quina magnitud.

7.2.3.1. Procés de simulació

Per simular aquest tipus de geometria, es pren una direcció lleugerament diferent que en el cas anterior, a causa de la seva major complexitat. Tot i això, es treballa en els passos anàlegs següents:

- **Geometria.** La diferència principal del procés es troba en aquest apartat. Fins ara s'ha simulat tota la peça sencera degut a que això no presentava problemes. Però, al complicar-se la geometria i al crear-se més vèrtex i zones més complicades de mallar i de simular, es decideix utilitzar la simetria del model per només simular la meitat d'ell. Per tant, s'elimina en el programari de CAD la part del disseny Z- i es processa de la mateixa manera que el cas de l'ala, és a dir, utilitzant l'eina *Enclosure*, deixant una distància de 1,5 m al Z+, 2 m al eix X+ i, com a diferència remarcable, s'intentarà aproximar la paret el màxim possible al pla de simetria deixant una diferència a Z- infinitesimal ($1 \cdot 10^{-10}$), ja que així, al restar les dues superfícies el software les entendreà com a unides. El resultat és el següent (Fig.4.24):

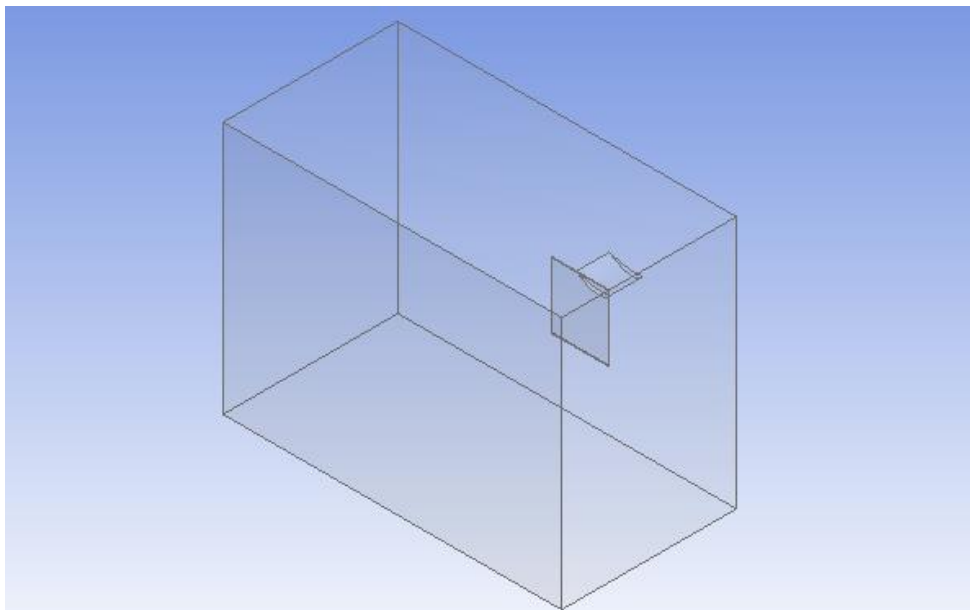


Fig.7.38 Geometria de l'aleró simple en 3D

Cal destacar que les dues geometries no tenen diferències massa important dels models i per tant, el volum de control té les mateixes propietats per les dues.

- **Mallat.** En el mallat es tornen a trobar importants diferències. La complexitat de la geometria al incorporar l'endplate i la seva posició en angle recte respecte l'aleró complica la definició d'un *Inflation* sobre l'ala si, a més, es vol refinar la zona pròxima a la deriva lateral. S'ha comprovat que, amb aquesta situació, els resultats no convergeixen.

Per solucionar aquest problema, s'ha proposat utilitzar l'eina *Sizing* a la zona que envolta el model. Es defineix com la mida màxima dels elements propers a l'aleró amb 0,02m. El mallat, encara que senzill en primera instància, es eficaç ja que s'adapta a tota les superfícies sense crear cap punt de conflicte com podia passar si s'aplica en un *Inflation*.

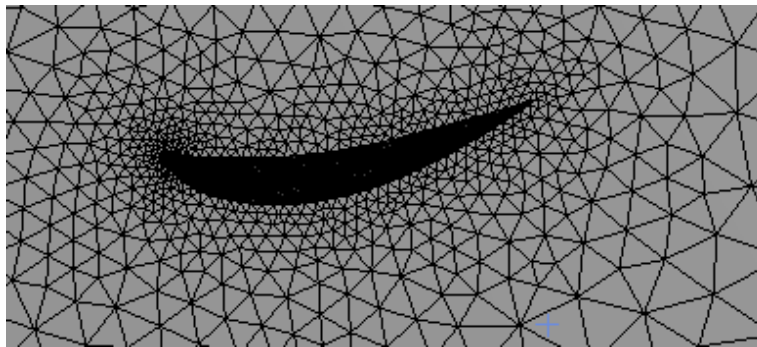


Fig.7.39 Zona del mallat propera a l'ala

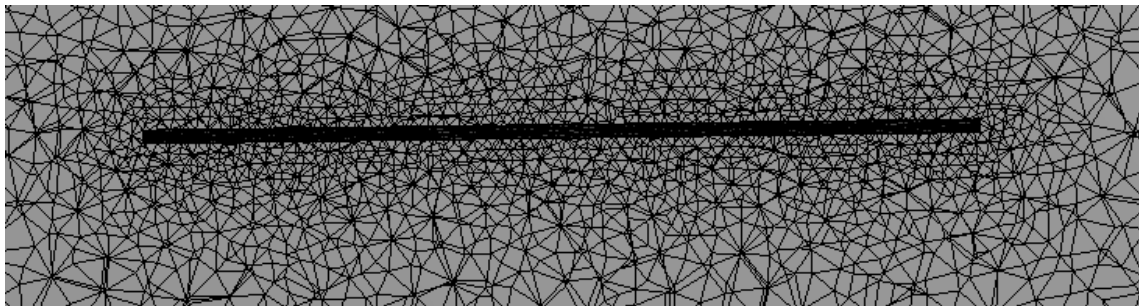


Fig.7.40 Zona del mallat propera a l'endplate

En les anteriors imatges (Fig.7.25 i 7.26) es pot observar que, a diferència dels anteriors, les zones properes a l'ala no segueixen un format de capes, però es veu clarament com les zones properes són molt més refinades que les exteriors i per tant, amb millors resultats.

Per últim, en aquest cas, a part de nombrar les parets frontal i posterior com *velocity_inlet* i *pressure_outlet* també s'ha nombrat la paret que treballa com a pla de simetria com a "sym". Aquest pas és fonamental per a que el programari no caracteritzi la paret com una paret sòlida que forma part del túnel de vent (i que per tant, crearà forces de fricció amb el fluid) i ho faci com un pla de simetria, és a dir, sense crear forces de fricció.

- **Condicions de contorn.** Aquest últim pas no varia respecte el cas on només es treballava amb l'ala. Es pot observar, això sí, que el sistema ha interpretat correctament les comandes de simetria ja que destaca la paret en color groc. Per altra banda, es seguirà utilitzant el model k-omega per a tenir resultats bons a la zona de l'ala.
- **Resultats.** En aquest seguit de simulacions, s'aplicaran monitors de CD i de CL per a l'ala sola però també per a tot el model, és a dir, l'endplate i l'ala. Amb això es podrà entendre millor l'efecte que tenen les derives laterals sobre els coeficients que s'estudien.
A més, cal afegir que, al treballar només amb la meitat de la geometria juntament amb el pla de simetria, per trobar els coeficients totals s'haurà de multiplicar per 2 els resultats obtinguts.

7.2.3.2. Resultats

S'han simulat diverses situacions entre les quals s'ha variat l'estil de l'endplate, l'angle d'atac de l'ala dins del model i, en alguns casos, la velocitat. Per tant s'han utilitzat els següents casos:

- **TIPUS D'ALERÓ:** Simple, Complex, Complex amb ranures
- **ANGLE D'ATAC:** 0°, 5°, 10°
- **VELOCITAT DEL FLUID:** 153,5 km/h (eq. a 1000000 Re). i 307 km/h (eq. a 2000000 Re)

En primer lloc, es pretén comprovar, com s'havia plantejat anteriorment, si la col·locació de les derives laterals aproximaria els resultats als obtinguts en 2D al impedir, de certa manera, al flux moure's en l'eix Z. Per tant, es comparen els resultats 2D i els de l'ala 3D sola amb els obtinguts amb l'aleró simple (en unes condicions estàndard de $v=153,5$ km/h) (Taula 7.10 i 7.11).

	0°	5°	10°
CL exp	1,1111	1,5924	1,7774
CL 2D	1,1040	1,5945	1,8760
CL ala 3D	0,4873	0,9454	1,1401
CL aleró 3D	0,8328	1,2260	1,5504

Taula 7.10 CL respecte l'angle i el tipus d'ala

	0°	5°	10°
CD exp	0,01092	0,01169	0,03225
CD 2D	0,00973	0,02888	0,05476
CD ala 3D	0,02360	0,03143	0,05008
CD aleró 3D	0,01654	0,02860	0,04864

Taula 7.11 CD respecte l'angle i el tipus d'ala

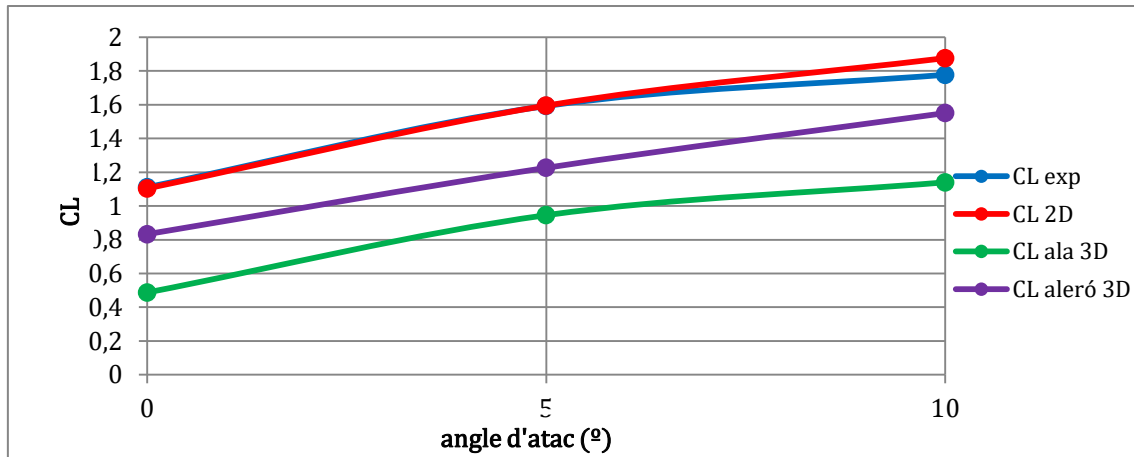


Fig. 7.41 CL respecte l'angle d'atac

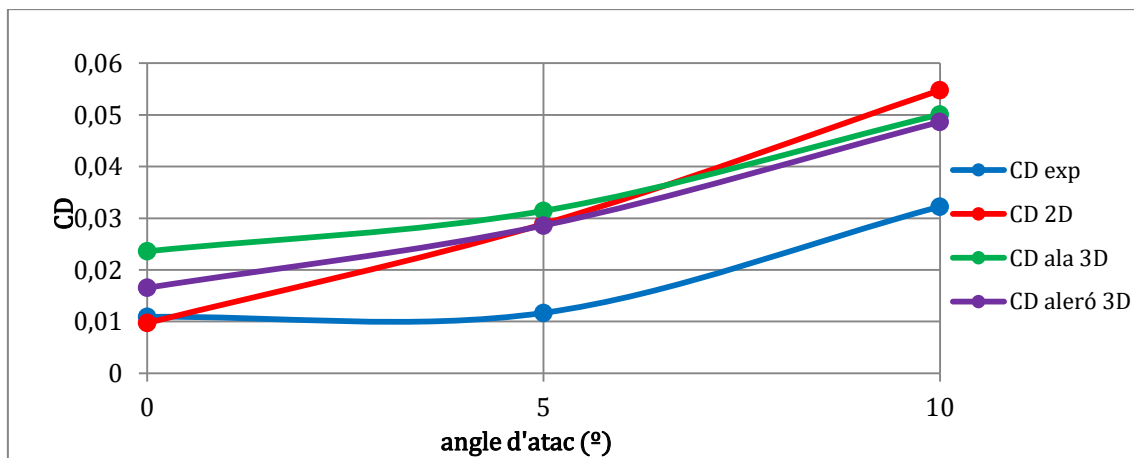


Fig. 7.42 CD respecte l'angle d'atac

Com es pot observar en els dos gràfics anteriors, la hipòtesi plantejada es totalment certa. Al implementar les derives laterals al model, el flux treballa d'una forma que s'aproxima molt més al comportament 2D i això es veu reflectit en la gràfica del CL (Fig. 7.27), on s'observa que els resultats són molt més similars en valor que els de l'ala simple.

En canvi, per una altra part, si s'observa com evoluciona el CD (Fig. 7.28) es comprova que el comportament és gairebé idèntic al de l'ala sense endplates i que, per tant, l'utilització de les derives laterals és molt més que rentable ja que, en principi, millora el funcionament aerodinàmic de l'ala sense augmentar les forces d'avanç.

Tot i això, s'ha d'afegir una observació important, ja que els coeficients considerats són només els de l'ala (no els del model sencer), els quals seran comparats a continuació i en els que es d'esperar que, al considerar més àrea frontal, empitjori el coeficient de drag. De totes formes, es pot considerar que els endplates fan treballar de forma més òptima, si és aïllada, l'ala.

Cal destacar les diferències en la geometria segons l'angle de l'ala amb les derives. Al rotar el perfil des de la seva vora de sortida, quan s'aplica un angle de 0°, l'ala queda gairebé ajustada a ras de l'altura de l'endplate i aquests no complirien del tot bé funcions que més

endavant s'estudiaran. Tot i això, en principi, pels resultats dels coeficients extrets de les simulacions, aquests no es veurien afectats per aquest fet.

Es fàcil d'observar si es comparen les distribucions de pressions entre un angle d'atac de 10° i un de 0° (Fig.7.29)

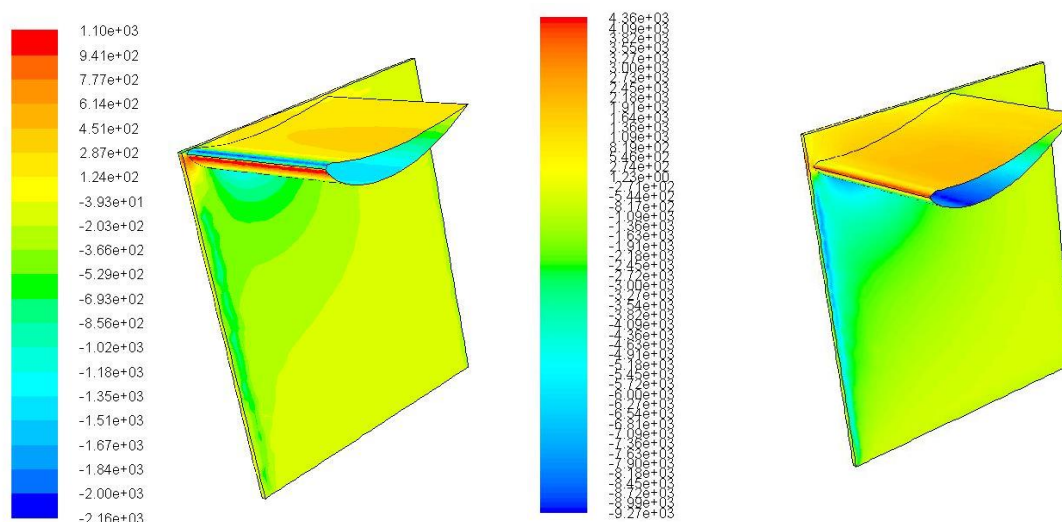


Fig.7.43 Distribució de pressions amb angle d'atac 0° (dreta) i 10° (esquerra) i $v=153,5$ km/h

És fàcil de veure que els endplates compleixen millor la seva funció per a angles més grans, ja que tenen tot el perfil superior de l'ala cobert i s'assegura que el fluid no es desvia cap a la part exterior de la deriva.

Tot seguit, es comparen els resultats dels coeficients segons si es consideren els endplates o no. És a dir, afegint o no les forces que creen per elles soles les derives, a part de l'efecte que causen en el funcionament de l'ala. A més, es compara també el quocient CL/CD de tot el sistema amb el de l'ala treballant sola, per comprovar que l'aplicació dels endplates és rentable.

La següent taula pertany a una simulació amb $v=153,5$ km/h i un angle d'atac de 10° :

	CD	CL
ALA	0,0486	1,550
ALA + ENDPLATE	0,0641	1,553

Taula 7.12 Coeficients de l'ala i del model sencer

En la següent, es compara l'evolució respecte l'angle d'atac de l'ala quan treballa sense endplates i del sistema sencer amb les forces creades per l'endplate afegides del quocient CL/CD, en una velocitat estàndard de $v= 153,5$ km/h

	0°	5°	10°
ALA 3D	19,87	26,19	22,15
ALERÓ 3D	26,46	24,16	24,23

Taula 7.13 Quocient CL/CD de l'ala simple i del model sencer

Es pot apreciar doncs que, l'endplate crea només forces de fregament i que, com es d'esperar, per ell sol no aconsegueix càrrega aerodinàmica, i per tant, el CL es manté i

només el CD augmenta, aproximadament un 50% del seu valor. En la segona taula es pot comprovar que és totalment rentable utilitzar els endplates ja que a part de que estabilitza la relació dels coeficients envers l'angle d'atac, té una major eficiència en general que si l'ala treballa sola. Una raó de més per aprovar el seu ús és el fet de la prioritat de crear càrrega aerodinàmica davant de reduir la resistència a l'avanç que tenen els monoplaques.

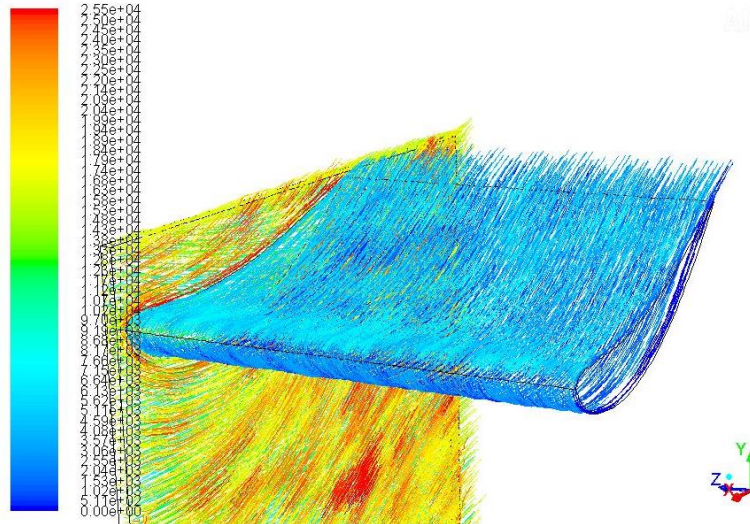


Fig.7.44 Detall de les línies de corrent de l'aleró simple

Per tancar la comparació entre utilitzar o no endplates, en la figura anterior (Fig.7.30), es pot corroborar que les línies de corrent no es desvien en l'eix Z gràcies als endplates com s'esperava i que per tant, aquesta és la raó de la creació d'una major càrrega aerodinàmica.

Vista i corroborada la millora en el rendiment de l'ala quan s'utilitzen endplates es procedeix a comparar el disseny simple, compost per derives laterals rectangulars, amb unes de més sofisticades i similars a les de F1, mostrades en l'apartat 2 del projecte. Aquestes han sigut dissenyades copiant la forma que tenen les utilitzades a la graella. Es desitja saber si les modificacions creades milloraran el rendiment.

Aquests són els resultats de les simulacions, les quals s'han realitzat amb un angle d'atac fixe de 10° , per a simular la posició del conjunt de flaps que duen els F1 i que, el disseny i la posició del perfil alar siguin similars als reals.

- Coeficient de Lift:

	153,5 km/h	307 km/h
ALERÓ SIMPLE	1,550	1,568
ALERÓ COMPLEX	1,628	1,638
	5,06%	4,47%

Taula 7.14 CL respecte la velocitat del fluid i el tipus d'aleró

- Coeficient de Drag:

	153,5 km/h	307 km/h
ALERÓ SIMPLE	0,0446	0,04864
ALERÓ COMPLEX	0,04329	0,0479
	-2,94%	-1,52%

Taula 7.15 CD respecte la velocitat del fluid i el tipus d'aleró

Com es pot comprovar, el rendiment de l'aleró millora tant en termes de càrrega com de resistència, tot i que només de forma lleugera. Per tant, en principi, seria convenient variar el perfil de l'endplate.

Cal destacar que, s'han realitzat altres simulacions amb menors graus d'inclinació de l'ala i quan això succeeix els resultats tendeixen a ser iguals entre els dos tipus d'alerons, és a dir, que són millores sense efecte al rendiment dels coeficients. Això és degut a que és difícil quadrar el disseny d'una deriva lateral amb un únic perfil alar amb poca inclinació.

Es complica observar algun canvi significatiu que es pugui graficar per a diferències tan petites com les extretes entre coeficients. En primer lloc, es mostren les distribucions de pressions sobre la part interior de l'endplate (Fig. 7.30), en les quals cal destacar la zona de pressió alta de sobre l'ala i com s'escampa per tota la resta de superfície la zona de pressió baixa. Es pot intuir en l'endplate rectangular que les zones on la pressió s'aproxima a l'ambiental és on aproximadament els enginyers intenten fer els retalls.

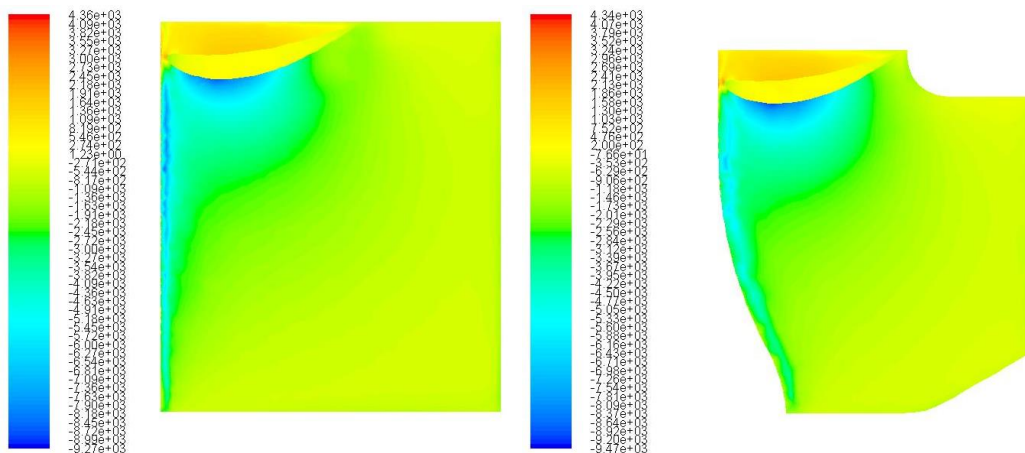


Fig.7.45 Distribució de pressions sobre els endplates

Tal com s'explica en l'apartat 2 del projecte, la teoria diu que la deriva més complexa millora les prestacions a base de reduir les turbulències creades a la vora de sortida de l'ala. Si s'observen amb deteniment ambdós mapes de línies de corrents (Fig. 7.31) en les mateixes condicions es pot apreciar un vòrtex antihorari més pronunciat en el cas de l'aleró simple (esquerra) que en el cas de l'aleró complex (dreta).

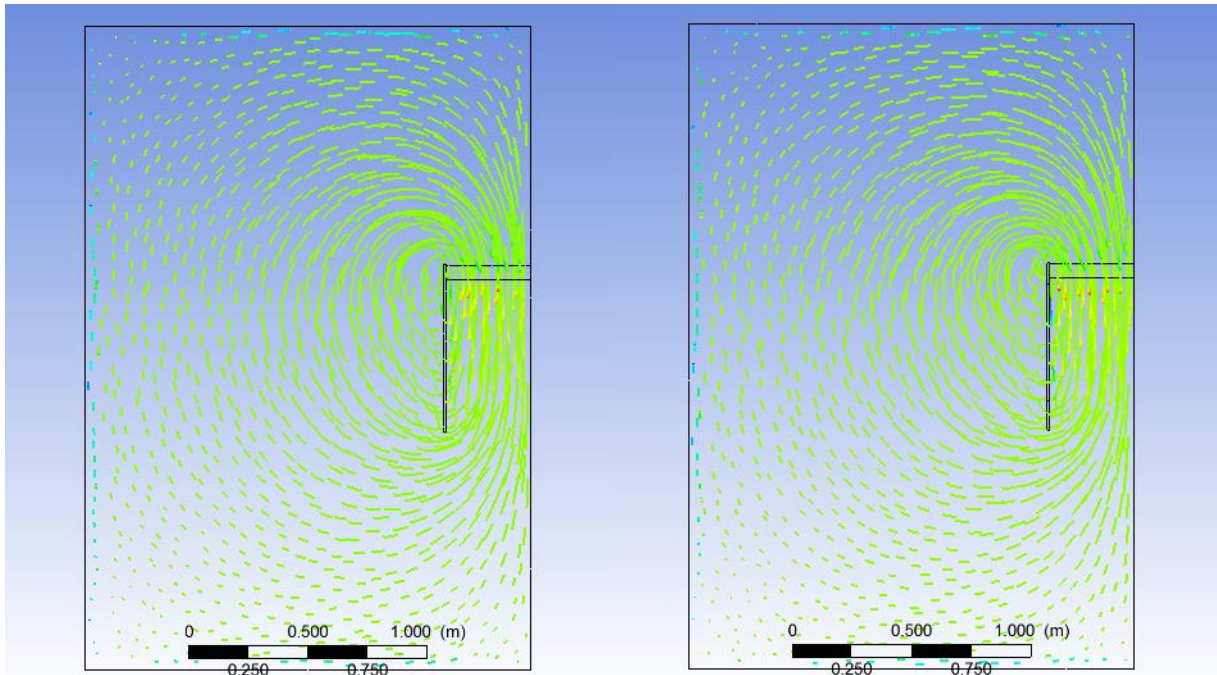


Fig.7.46 Linies de corrent de l'aleró simple (dreta) i de l'aleró complex (esquerra)

Com a últim element estudiat en el disseny dels endplates s'afegeix al model complex unes petites ranures a la zona de pressió alta per controlar la creació de turbulències que crea el flux d'alta pressió al voler equilibrar-se amb el flux a pressió ambiental. Aquests són els resultats:

- Coeficient de Lift:

	153,5 km/h	307 km/h
ALERÓ COMPLEX I RANUNRES	1,626	1,634
ALERÓ COMPLEX	1,628	1,638

Taula 7.16 CL respecte la velocitat del fluid i el tipus d'aleró

- Coeficient de Drag:

	153,5 km/h	307 km/h
ALERÓ COMPLEX RANUNRES	0,04320	0,049
ALERÓ COMPLEX	0,04329	0,0479

Taula 7.17 CL respecte la velocitat del fluid i el tipus d'aleró

Es pot apreciar que els resultats són gairebé idèntics i que no suposa cap millora real per als coeficients l'aplicació d'aquestes ranures, o com a mínim al nivell de simulació que permet el programari utilitzat.

Respecte a la disminució dels vòrtex creats, és gairebé inapreciable pel software utilitzat la diferència de les línies de corrent, fent impossible aconseguir trobar cap diferència entre el cas que utilitza les ranures i el que no.

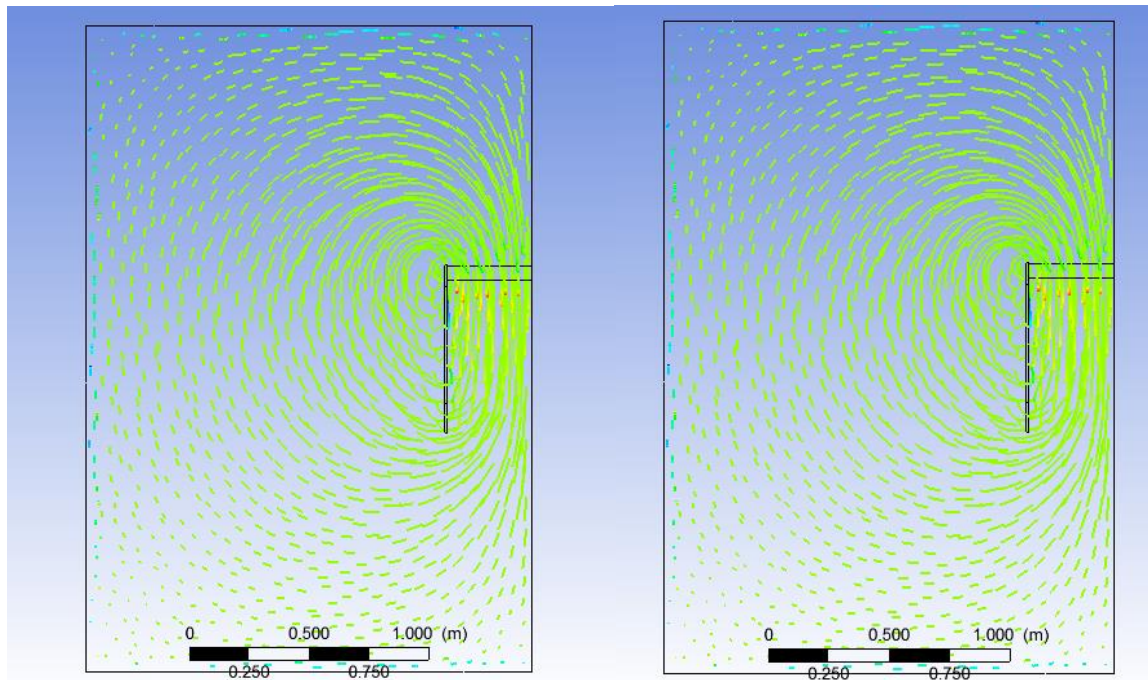


Fig.7.47 Línies de corrent de l'aleró complex (dreta) i de l'aleró complex amb ranures (esquerra)

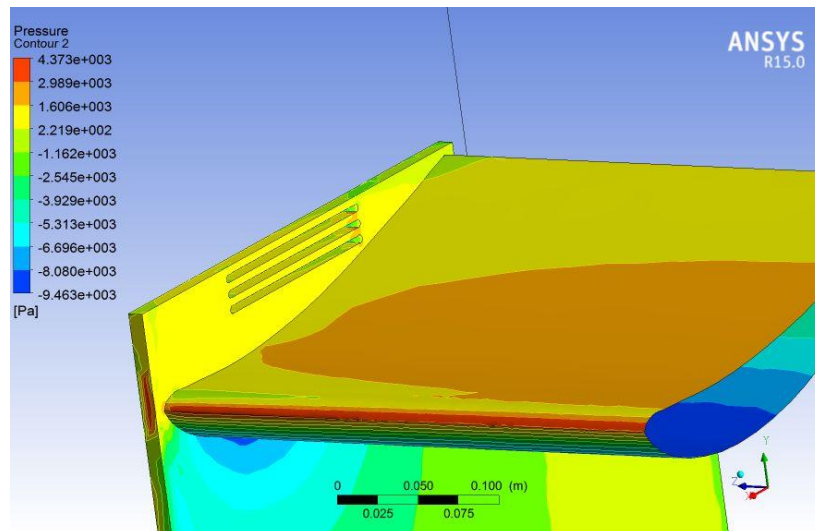


Fig.7.48 Distribució de pressions sobre la zona de les ranures

7.2.4. Anàlisis d'innovacions

En aquest apartat s'estudiarà la implementació de la idea aerodinàmica del *Leading Edge Slot*, explicada i definida en l'apartat 2 del projecte. Aquesta idea procedent de l'aeronautica mai ha sigut aplicada com a tal en la Fórmula 1 i tot i que, en principi, amb la implementació del DRS i la normativa que regula la FIA no seria legal la seva utilització, es decideix estudiar els possibles efectes d'afegir aquest principi en el propi disseny de l'aleró únic.

7.2.4.1. Procés de simulació

Per centrar-se en els resultats i millores aerodinàmiques que crea aquesta idea, s'estudiarà l'ala sense endplates i, per tal de no ser redundants en l'explicació, es notifica que els diferents passos per preparar la geometria, el mallat i les condicions de contorn seran els mateixos exactament que els de l'apartat 4.2.2., sense cap variació

7.2.4.2. Resultats

S'han realitzat diverses simulacions canviant el valor de certes variables per obtenir resultats més amplis. Són les següents:

- **TIPUS D'ALA:** Ala simple, Ala Leading Edge Slot
- **ANGLE D'ATAC:** 10°, 25°
- **VELOCITAT:** 153,5 km/h (eq. a 1000000 Re).

Es justifica l'elecció d'un angle d'atac tan elevat perquè interessa buscar el desprendiment de la capa límit per l'ala simple i observar si la ranura de l'ala LES (Leading Edge Slot) aconsegueix retardar aquesta separació tal com teòricament hauria de succeir.

Aquests són els coeficients extrets de les simulacions:

- Coeficient de Lift:

	10°	25°
ALA SIMPLE	1,1095	1,526
ALA LES	1,0175	1,830
	-8,29%	19,95%

Taula 7.18 CL respecte l'angle i el tipus d'aleró

- Coeficient de Drag:

	10°	25°
ALA SIMPLE	0.05008	0.1319
ALA LES	0,04735	0.1352
	-5,45%	2,50%

Taula 7.19 CD respecte l'angle i el tipus d'aleró

Com es pot veure, el rendiment de l'ala amb la ranura només millora en cas de que l'angle d'atac sigui molt elevat i que en cas normal la capa límit es separi, ja que si no es així, l'aire que passa de la zona d'alta pressió cap a la de baixa l'únic que fa es reduir el diferencial de pressions i per tant, disminuir la càrrega que aconsegueix l'ala.

Aquest fet es pot corroborar si s'observa la distribució de pressions (Fig.4.35) sobre el flap davanter de l'ala, ja que al fluir l'aire per la ranura, es crea una zona de pressió baixa a la part superior.

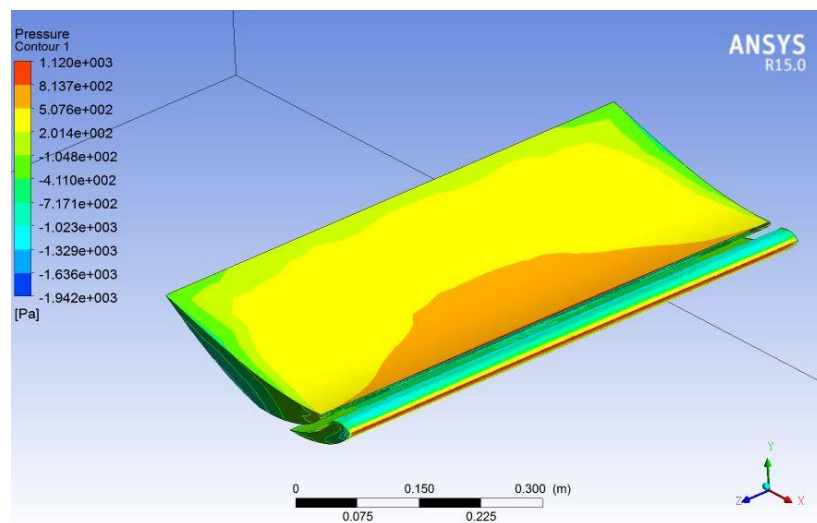


Fig.7.49 Distribució de pressions de l'ala LES treballant a 10°

Si es compara el cas extrem de 25° , on l'ala amb el Leading Edge Slot optimitza el seu funcionament envers a l'ala simple, es pot observar el seu efecte quan es comparen diversos gràfics (Fig.7.36, Fig.7.37 i Fig.7.38):

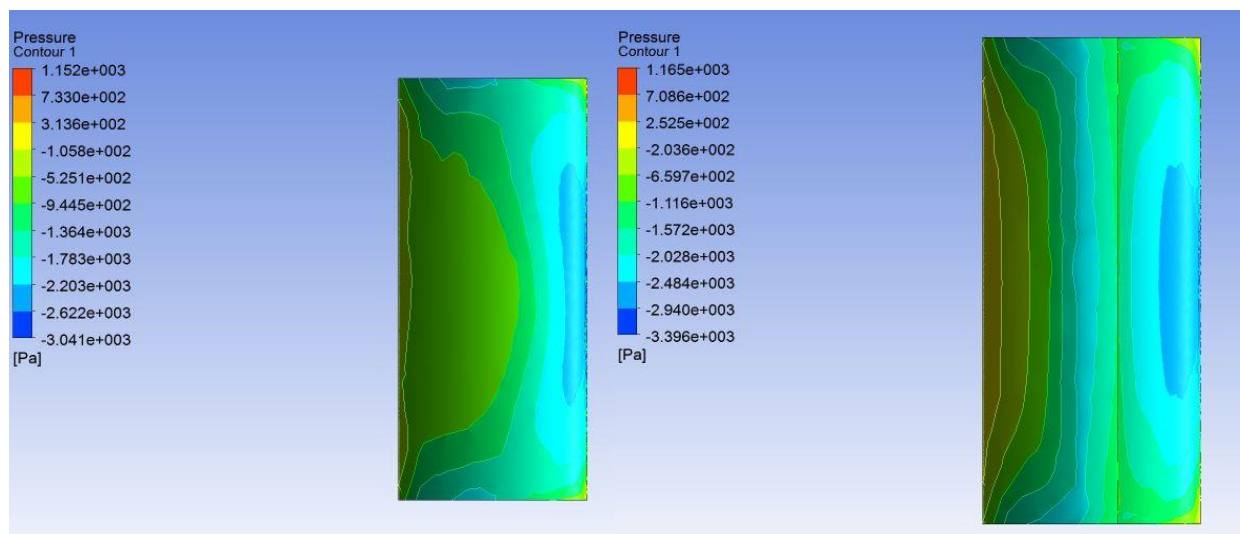


Fig.7.50 Distribució de pressions a la zona inferior (25°) de l'ala simple (dreta) i l'ala LES (esquerra)

Com es pot observar en l'anterior imatge, la ranura aplicada en el segon cas aconsegueix mantenir la pressió en nivells més baixos tot i l'elevat angle d'atac durant gairebé tota la zona inferior de l'ala. Aquest fet, és el que proporciona una major càrrega aerodinàmica traduït a un major CL. També es pot analitzar que els alts nivells de pressió en el cas de l'ala simple causin el desprendiment de la capa límit.

En les següents figures, al comparar les línies de corrent de les dues ales treballant a 25° , es corroboren les hipòtesis sobre el desprendiment de la capa límit. És perceptible a simple vista i de forma clara que l'ala simple crea una zona de turbulències darrere seu i per tant,

té un comportament molt inestable. En canvi, si s'observa amb deteniment el cas de l'ala LES, es veu com el flux que passa per la ranura ajuda a impedir la separació de la capa límit mantenint molt més estable el flux i per tant, millorant les propietats.

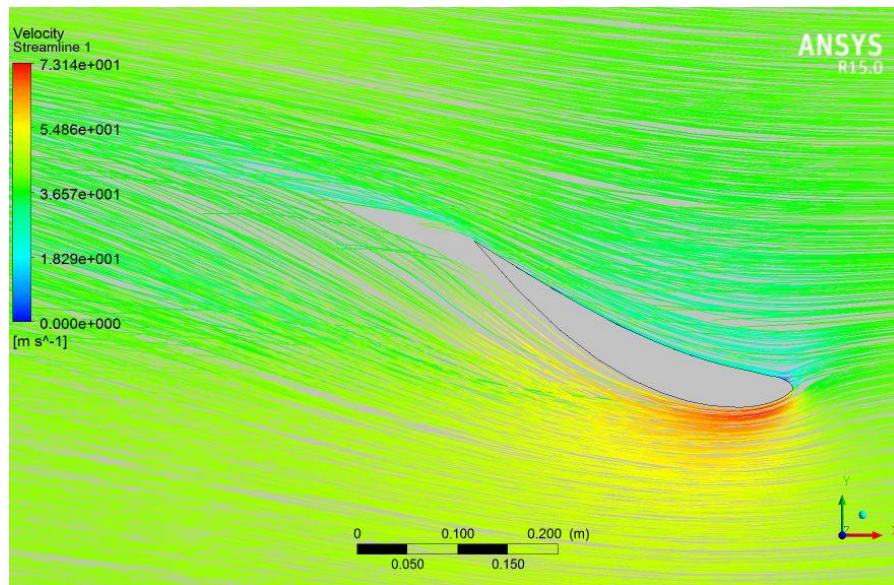


Fig.7.51 Linies de corrent de l'ala simple amb angle d'atac 25°

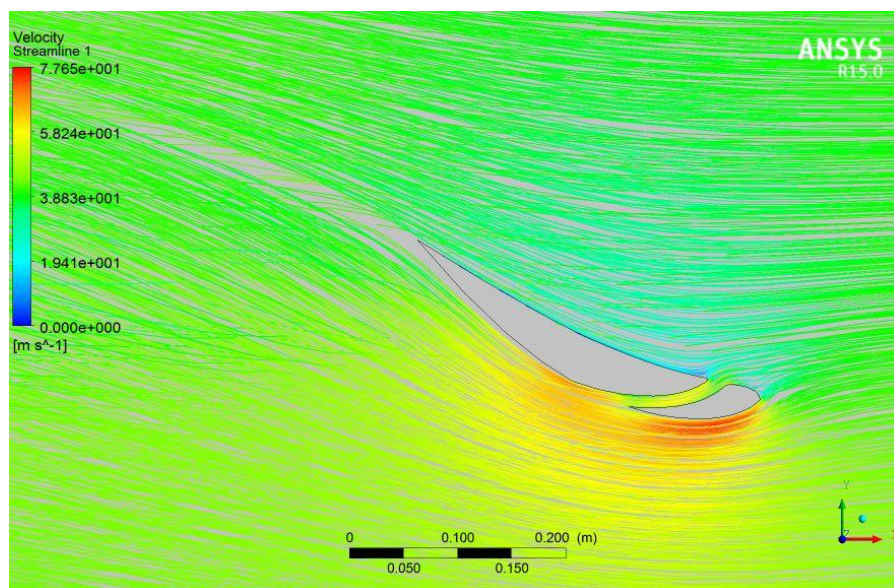


Fig.7.52 Linies de corrent de l'ala LES amb angle d'atac 25°

8. ANÀLISIS DINÀMIC

Amb la finalitat de resumir tots els resultats obtinguts durant la simulació i, a més, exportar-ho al seu significat físic traduït en forces creades, en aquest apartat es comparan les forces que defineix cada simulació a partir dels coeficients extrets.

Cal recordar llavors que, per calcular les forces a partir dels coeficients extrets per simulació, s'ha d'aplicar la següent fórmula, que es tracta de la ja vista en l'estudi dels coeficients (1.3 i 1.4), però aïllant la força:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot v^2 \cdot A \quad (8.1)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_L \cdot v^2 \cdot A \quad (8.2)$$

Com es pot observar, la força depèn, a part del coeficient extret de la simulació, de la velocitat del fluid i de l'àrea, frontal o vertical (segons drag o lift) com a principals variables, ja que la densitat del flux sempre s'ha mantingut constant cas durant les simulacions.

És important destacar que, per tal de poder comparar els resultats dels coeficients amb els extrets de la base de dades experimentals, els C_L s'han presentat amb el valor real, mentre que els C_D han sigut mostrats de la forma " $C_D \cdot \text{Area}$ ". Per tant, a l'hora de calcular les forces de drag s'usarà l'àrea unitària i en el cas de les forces de lift, l'àrea projectada sobre el pla Y.

8.1. COMPARACIÓ PER VELOCITATS

En la primera comparativa, es desitja observar com varia les forces creades segons la velocitat de l'automòbil. Per dur-la a terme, es compararan les forces creades de dos dissenys d'ales: l'ala simple i l'ala GURNEY. A més, s'observarà també com varien segons l'angle d'atac, per poder comparar més casos a la vegada. Els resultats són mostrats en la següents figures (Fig.5.1 i 5.2):

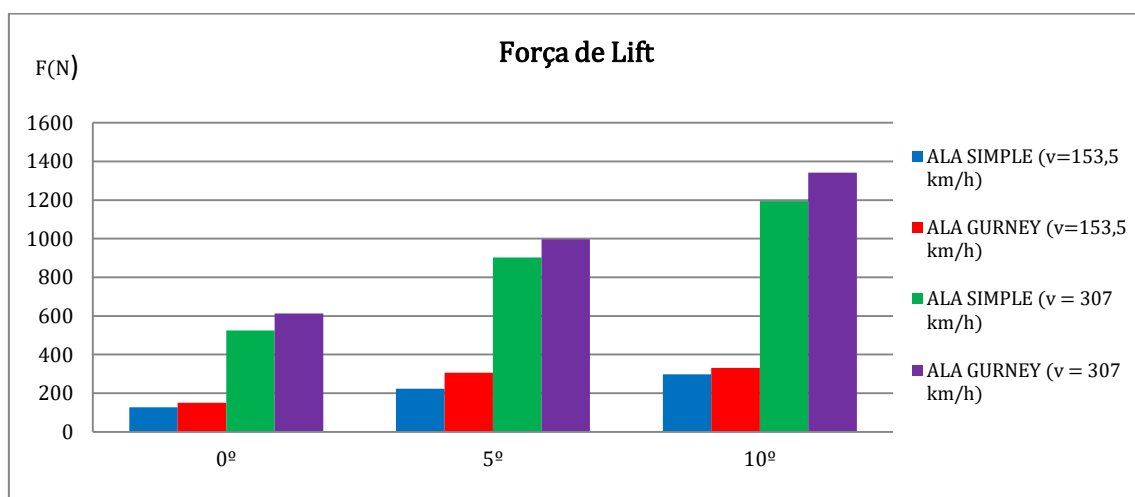


Fig.8.1 Comparació de les forces de lift creades segons la velocitat del fluid

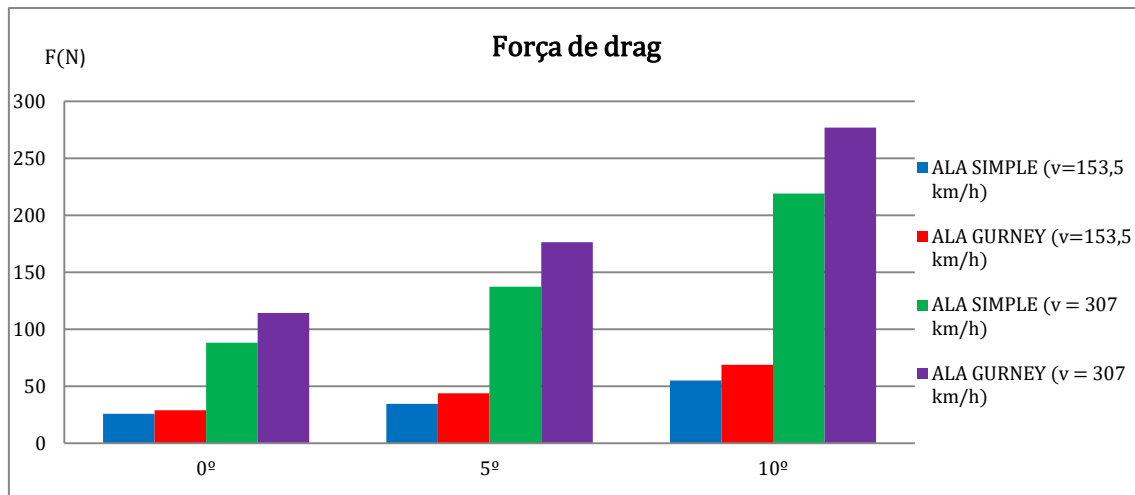


Fig.8.2 Comparació de les forces de drag creades segons la velocitat del fluid

Es pot apreciar, comparant els resultats, que:

- Les forces creades verticalment són aproximadament 4 vegades superiors, seguint la relació entre els coeficients, que les horitzontals.
- Es comprova que els valors de CD i CL varien seguint la mateixa tendència en tots els casos. Tot i que les diferències entre els dos dissenys s'amplien més en el cas del drag per la forma en que varien les àrees projectades.
- Si s'ha anat observant els valors dels coeficients al llarg del punt 4, era fàcil observar que aquest, al arribar a una velocitat alta (com les estudiades) no distaven molt. Els valors trobats a més altes velocitats eren també més alts però mai superant el 10% d'augment. Per tant, les diferències que s'observen acaben sent l'augment quadràtic que implica augmentar velocitat en la fórmula

Les diferències entre el tipus d'ales, seran comentades junts amb els altres dissenys en el següent apartat.

8.2. COMPARACIÓ PER MODELS

Probablement, es tracta d'una comparació més interessant, per poder extreure les primeres conclusions a l'hora de decidir quins dissenys són més útils i quins no. Es comparen tots els diferents dissenys a una velocitat $v=153,5$ km/h.

Els coeficients de drag i de lift utilitzats per els diferents models d'alerons són els de les forces que creen tot el disseny, és a dir, el conjunt ala i endplates.

En alguns casos, no s'han realitzat simulacions per tots els angles d'atac perquè eren resultats redundants. Es presenten els resultats en les properes dues figures:

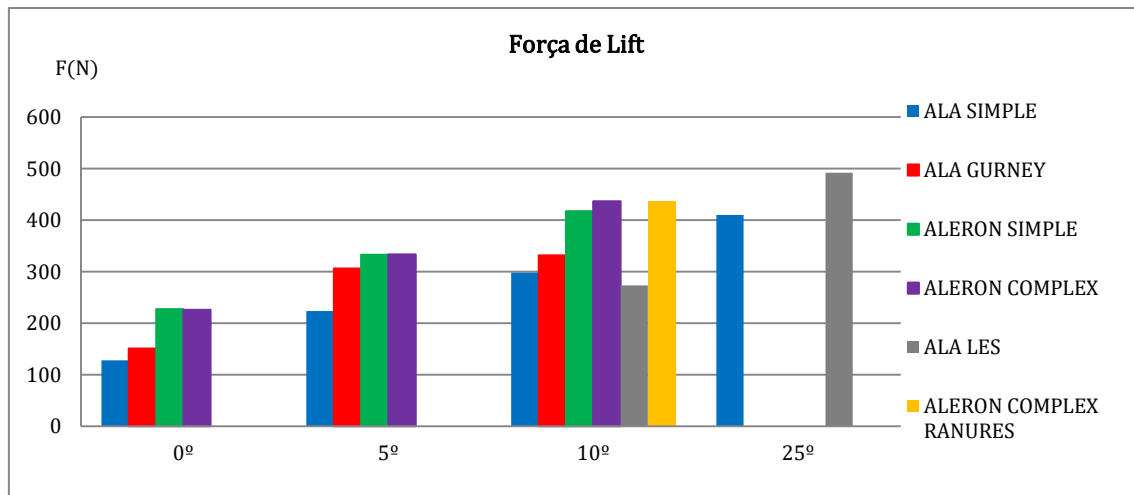


Fig.8.3 Comparació de les forces de lift creades segons el disseny

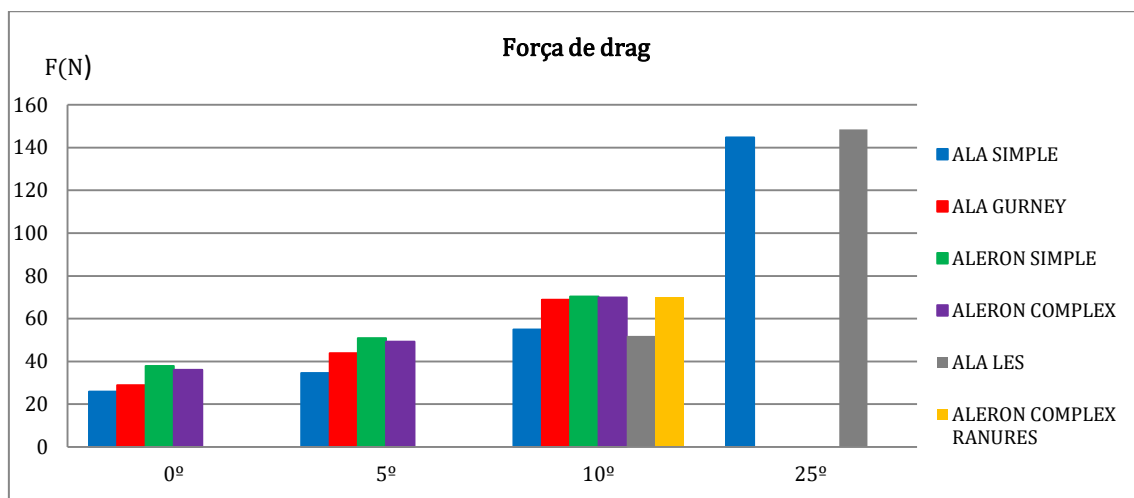


Fig.8.4 Comparació de les forces de drag creades segons el disseny

Es pot apreciar, comparant els resultats, que:

- El comportament de les forces horitzontals i verticals segueixen normalment la mateixa tendència fins a superar un cert angle d'atac (superior a 10° i inferior a 25°) en el qual entra en pèrdua. Tot i que segueix augmentant la càrrega, el drag creix de forma molt més ràpida creant forces de més del doble de newtons a augmentar de 10° a 25°.
- El comportament respecte la variació de l'angle d'atac és igual per a tots els models: a la vegada que augmenta l'angle, augmenten les forces creades. Aquest augment canvia de comportament a partir d'angles superiors a 10° com es pot observar.
- Els apèndix aerodinàmics que més milloren el rendiment respecte el que té l'ala simple són el flap Gurney i la col·locació dels endplates. Que milloren de forma clara les forces de lift, tot i que també ho fan amb les forces de drag.
- A diferència de les demés millores, al aplicar-li el disseny complet a l'aleró aconseguim millorar o mantenir les forces de lift i disminuir, encara que sigui mínimament, les de drag.
- Com ja es va comprovar anteriorment, les ranures en la zona positiva de l'endplate no afecten en res les forces creades tal i com es pot veure en els gràfics.

- El comportament de l'ala LES (Leading Slot Edge) és diferent als altres dissenys d'ales. En principi, en angles d'atac petits (10°) perd prestacions respecte l'ala simple creant menys càrrega aerodinàmica. Però al arribar a angles d'atac passats el punt de pèrdua, l'ala aconsegueix crear més forces verticals creant el mateix drag. Per tant, és una idea aerodinàmica que millora el rendiment de l'ala, només en angles d'atac elevats, quan la capa límit es comença a separar.

8.3. MOMENTS

Com a últim punt d'aquest anàlisi dinàmic, també es desitja estudiar els moments que creen els models estudiats. El disseny del sistema sol crear la major part de les forces en el pla Z i per tant, degut a la simetria del sistema, els moments apareixen sobre l'eix Z del sistema.

Per calcular els moments de capcineig (els creats a l'eix Z), s'usa la següent fórmula:

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_M \cdot v^2 \cdot A \cdot c$$

On c és la corda de l'ala i C_M el coeficient de moment i l'àrea s'hauria d'escollir la projectada en el pla Y, però com en el cas de les forces de drag, els coeficients extrets de la simulació són de l'estil " $C_M \cdot A$ " i per tant no cal multiplicar per l'àrea.

Les següents dades són calculades per a simulacions amb velocitat $v = 307 \text{ km/h}$:

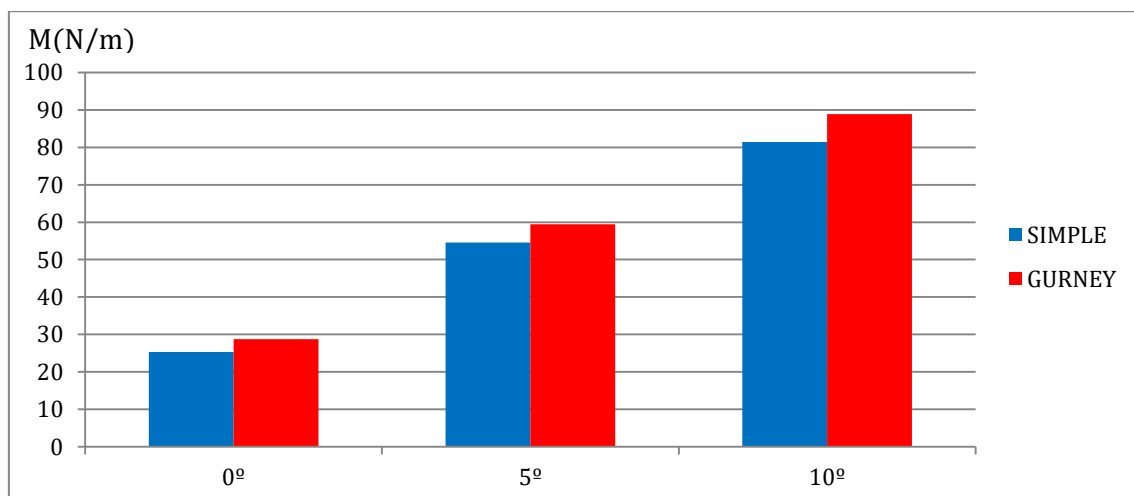


Fig.8.5 Comparació dels moments de capcineig segons el model

Es pot apreciar, comparant els resultats, que:

- Els moments segueixen la mateixa tendència que els coeficients de moment tal i com s'espera de la fórmula ja que és la única variable.
- Físicament, s'entén que al augmentar l'angle o al afegir en aquest cas el flap gurney, com són variacions que augmenten les forces creades, augmentarà el moment creat en l'eix Z.
- El comportament, com ja s'ha explicat anteriorment, segueix el patró de l'evolució del coeficient de drag.

9. ANÀLISI ECONÓMIC

Per dur a terme l'anàlisi econòmic del projecte s'han calculat els costos de les diferents parts del projecte segons estimacions i dades històriques d'altres projectes.

Al ser un projecte en la major part teòric, la major part del pressupost va dirigida als costos enginyerils els quals s'emporten gairebé un 70% del cost total, és a dir uns 11.500€. Aquests estan dividits segons les hores que es dediquen a les diferents funcions que degut a la seva complexitat tenen un cost més o menys baix. A més, l'altre cost que té més repercussió és l'amortització del software utilitzat, ja que són uns programaris professionals amb un preu de llicència bastant elevat. Aquests programes són el software de disseny de CAD SolidWorks® i el software de simulació de fluids (CFD) ANSYS® Fluent. El cost d'amortització total és de 1.695€.

Cal destacar que s'inclou en els costos una petita i senzilla maqueta que es realitzarà per mostrar-la al tribunal a la presentació del projecte. Es tracta d'una maqueta d'un aleró amb totes les millores estudiades unides d' escala 1:4. Aquesta es realitzarà amb una impressora 3D amb àcid poliàctic (PLA) com a material.

També s'afegeixen els costos de consum elèctric tant de l'ordinador personal utilitzat com el de la impressora 3D, que és gairebé anecdòtic.

Per últim, es desitja destacar l'afegit d'un 5% per a possibles imprevistos durant el transcurs del projecte, que queden reflectits a la part dels costos totals, a part dels impostos afegits de forma posterior, els quals es tracten del 21% d'I.V.A.

El cost total del projecte lliure d'impostos és de 13.879€, el qual augmenta al afegir-li l'impost abans esmentat ascendeix a 16.793,59€, que és el preu total.

Es vol afegir l'observació de que al fer l'estudi a partir d'un programa de simulació per CFD s'aconsegueix estalviar una gran part del pressupost que s'hauria d'haver destinat si aquest projecte s'hagués basat en simulacions en un túnel de amb models físics. Si hagués sigut així, l'ús del túnel, la fabricació dels diferents models i els diferents sensors necessaris haurien fet augmentar el pressupost de forma excessiva aconseguint gairebé els mateixos resultats que en el cas de les simulacions a partir de software.

En la següent pàgina es pot trobar el desglossament dels costos segons el concepte i amb un petit càlcul per justificar-lo.

	CONCEPTE	PREU PER HORA	TEMPS INTERVINGUT	TOTAL	
INGENIERIA	Documentació	20 €/h	70 h	1.400,00 €	
	Modelatge 3D	35 €/h	80 h	2.800,00 €	
	Simulació	30 €/h	110 h	3.300,00 €	
	Anàlisis de Resultats	40 €/h	100 h	4.000,00 €	
	TOTAL		360 h	11.500,00 €	
		PREU D'ADQUISICIÓ	VIDA ÚTIL	ÚS	AMORTITZAT
SOFTWARE	SolidWorks© 2015	6.000 €	4000 h	80 h	120,00 €
	ANSYS© Workbench 15	30.000 €	4000 h	210 h	1.575,00 €
	TOTAL				1.695,00 €
		POTÈNCIA	ÚS	TOTAL	
CONSUMO ELECTRICO	Ordinador personal	0,15 kW	360 h	8,10 €	
	Impressora 3D	0,14 kW	7 h	0,15 €	
	TOTAL			8,25 €	
		PREU D'ADQUISICIÓ	ÚS	AMORTITZAT	
MATERIAL	Bobina PLA	20 €/kg	0,14 kg	2,80 €	
	TOTAL			2,80 €	
				TOTAL	
COSTOS TOTALS	Cost total	1		13.218,09 €	
	Imprevistos	5% de (1)		660,90 €	
	Total abans d'impostos	2		13.879,00 €	
	Benefici Industrial	6,8% de (2)		943,77 €	
	I.V.A.	21% de (2)		2.914,59 €	
	Total després d'impostos			17.737,36 €	
COST TOTAL DEL PROJECTE				17.737,36 €	

Taula 9.1. Pressupost del projecte

10. IMPACTE AMBIENTAL

El fet de que aquest projecte hagi sigut realitzat gairebé en tota la seva totalitat en computadora a causa de la seva naturalesa teòrica i de simulació fa que sigui complicat aprofundir en un estudi d'impacte ambiental. Tot i això, com s'ha mencionat anteriorment, es pretén fabricar una petita maqueta a escala 1:4 d'un aleró que incorpori totes les millores estudiades per fer més senzill comprendre-les pel tribunal el dia de la presentació, i aquest fet sí que pot ser interessant estudiar el seu impacte al medi.

L'àcid poliàctic és un dels materials més comuns per a la impressió 3D i es ven en bobines a un preu aproximat de 20€/kg segons la qualitat d'aquest. Es tracta d'un termoplàstic rígid amb propietats similars a les del tereftalat de polietilè (PET), utilitzat per fer els típics envasos o ampolles de plàstic. A diferència del PET, l'àcid poliàctic és biodegradable, és a dir, que es pot degradar en els elements químics que el conformen per l'acció d'agents biològics. Vist això, es pot entendre que l'impacte ambiental serà mínim. [17]

Cal destacar que s'ha pogut reduir l'impacte ambiental (igual que, com anteriorment s'ha explicat, l'econòmic) al dur a terme l'estudi a partir de la simulació per Dinàmica de Fluids Computacional i no utilitzar el túnel de vent, la qual cosa hagués comportant un increment molt important de despesa energètica a més de la fabricació de models més precisos i més nombrosos que en aquest cas.

CONCLUSIONS

Durant aquest treball s'han anat presentant els resultats de varies simulacions amb diverses variables. El conjunt d'aquestes, al comparar-se com treballa cada variable en cada situació, pot ser resumit en un seguit de conclusions que aportin informació clara, concisa i suficient per entendre els resultats d'aquest projecte sense arribar a introduir-se en el món numèric.

Al tractar-se de un nombre important de simulacions en les que s'han variats diversos factors, aquestes conclusions es presenten en diversos apartats, per poder comprendre els resultats de cadascun per separat de forma més senzilla.

Tipus de simulació

Un dels dubtes que es plantejava a l'inici del projecte era entendre les diferències que poden existir entre els resultats extrets de les bases de dades experimentals i els diferents tipus de simulació que ens aporta el programari (2D o 3D). Observant d'una forma global els resultats extrets, es pot afirmar que:

- x Si es comparen els resultats extrets de les simulacions de 2D i de 3D del mateix model, s'observa que:
 - o Les forces d'arrossegament, encara que varien en certa forma el seu comportament al modificar altres factors, treballen en el mateix ordre numèric i per tant, no mostren una gran diferència.
 - o La sustentació creada en les simulacions en 3D disminueix respecte els valors extrets en dues dimensions. En canvi, es comporten igual davant de la variació d'altres factors. Aquest fet es donat pel moviment del flux en la tercera dimensió.
 - o A causa d'això es pot afirmar que una simulació en 2D no és una bona aproximació a la realitat en quant a les forces de lift creades ja que aquesta atribueix a la geometria resultats més positius que els reals.
- x Al comparar els resultats extrets d'una base de dades experimental i els de les simulacions, es pot corroborar que el comportament s'assimila al simulat en dues dimensions, aconseguint uns resultats bastant exactes en les forces de sustentació i treballant en el mateix ordre de valors en les forces d'arrossegament.

Velocitat del flux

La velocitat del flux és un factor que varia constantment durant l'ús dels elements aerodinàmics reals i es conegut que el rendiment d'aquests depèn d'ella. Al dur a terme les simulacions, quan es modificava aquesta variable, es pot afirmar que:

- x Les propietats aerodinàmiques de les figures, tot i que és cert que varien amb la velocitat del flux, al arribar al treballar en velocitats altes com les que ho fan els bòlids de Fórmula 1, els seus valors s'estanquen i augmenten de forma anecdòtica a la vegada que ho fa la velocitat, de forma que dins del rang de velocitats que pot assumir un automòbil de Fórmula 1 (70 km/h – 300 km/h), aquesta variació es pot considerar gairebé despreciable.

- En canvi, si s'analitza el comportament dinàmic d'aquestes simulacions, les forces creades (tant d'arrossegament com de sustentació) augmenten de forma quadràtica amb la velocitat, tal com la seva formulació indicia, i per tant, aquest factor passa a ser determinant en la cursa per al pilot, però no en el disseny dels elements aerodinàmics.

Angle d'atac

Un dels factors que a primera vista pot semblar molt influent és l'angle d'atac. Amb les diverses simulacions que s'han realitzat es pot arribar a concloure que:

- x Tal com s'espera, al augmentar l'angle d'atac dins d'un rang estable (abans d'entrar en pèrdua), les forces creades, tant d'arrossegament com de sustentació augmenten, encara que, de forma diferent: les forces de drag augmenten de forma exponencial, tendint a valors molt alts quan s'entra en pèrdua, i per altra banda, les forces de lift tendeixen a tornar-se constants o com a mínima disminuir el seu creixement.
- x El fet anterior fa que la zona on el quocient CL/CD , que mesura la eficiència del model, arribi al seu màxim entre 5° - 7° , ja que al augmentar més, les forces de drag creixen de forma més ràpida i el quocient baixa.
- x Al simular un angle en pèrdua, es comprova el fet de l'augment exponencial de les forces d'arrossegament, arribant a doblar els valors. Per altra banda, les forces de sustentació no il·lustren l'entrada en pèrdua esperada. Això és degut hipotèticament a que el programari de simulació no té en compte els efectes d'inestabilitat que crea el desprendiment de la capa límit, i per tant, mostra unes forces de lift que en la realitat serien totalment inestables.

Models d'ala

Durant el projecte s'han analitzat tres tipus de dissenys d'ala: una ala simple, l'ala amb el flap gurney, i un prototip d'ala amb la tecnologia Leading Edge Slot. Si es comparen els resultats obtinguts de les diverses simulacions realitzades entre elles, es pot afirmar que:

- x La inclusió del flap Gurney a l'ala, un apèndix molt utilitzat en l'actualitat, queda totalment validada pels resultats, ja que:
 - Augmenta les forces de sustentació i, encara que també crea de la mateixa manera resistència a l'avanç, el fet de poder augmentar la sustentació sense augmentar l'angle d'atac i, per tant, aproximar-se més a la separació de la capa límit és un avantatge suficientment atractiu per justificar la seva utilització.
 - A més d'aquest important augment de les forces de lift, l'ús correcte d'aquest flap en ales amb angles on la capa límit pot desprendre's fa que el flux s'enganxi més a l'ala impedit aquesta separació i per tant transformant la geometria en més estable.
- x Les simulacions realitzades amb el prototip d'ala amb la innovació aerodinàmica anomenada Leading Slot Edge, han aconseguit corroborar que:
 - El seu ús en un ventall d'angles petits (0° - 10°) no estaria justificat ni és recomanable, doncs redueix la sustentació creada respecte el disseny de l'ala simple. Això és degut a que la ranura impedeix crear una diferencia de

pressions entra la part superior i la inferior de l'ala tan gran com en el cas simple.

- En canvi, aquest nou disseny es pot utilitzar per fer treballar l'ala amb angles d'atac clarament en pèrdua. Tot i que, crea la mateixa resistència que una ala normal, d'un ordre important, la ranura aconsegueix reduir el diferencial de pressions i això aconsegueix fer més estable l'ala, augmentant el lift creat i evitant la separació de la capa límit. Pot ser interessant utilitzar-lo en casos on es requereix molta sustentació i es pot permetre la pèrdua de velocitat punta.

Models d'aleró

Entenent un aleró com la unió de l'ala amb les derives laterals. S'han simulat diversos models d'aquests amb petites modificacions en el seu disseny. Al comparar-los entre ells i amb les simulacions de l'ala sense derives, es pot comprovar que:

- x L'ús dels endplates queda totalment justificat si es comparen els resultats amb els de l'ala simple. El drag que crea tot el sistema és similar al de l'ala quan treballa amb el flap gurney mentre que les forces de sustentació que creen solen ser fins a 100 N superior a les realitza l'ala sola. Aquesta millora fa que els resultats s'aproximin molt als simulats en 2D a causa de que les derives redueixen el moviment del flux en la tercera dimensió i per tant treballen de forma més semblant.
- x El disseny complex de l'endplate millora els resultats del disseny simple de forma lleugera, ja que aconsegueix generar un vòrtex en sentit contrari al creat normalment i així redueix les turbulències. Encara que la millora és molt lleugera és la única de totes les presentades en aquest projecte que aconsegueix augmentar la càrrega aerodinàmica i disminuir el drag a la vegada, segons els resultats, encara que sigui de forma anecdòtica.
- x El model que afegeix a les derives laterals unes ranures per disminuir la creació de turbulències no suposa cap millora sobre el rendiment dels coeficients aerodinàmics del disseny. Tot i això, en les representacions gràfiques es pot intuir que sí que afecta a les línies de corrent i possiblement creï turbulències una mica menys agressives.

Per tancar aquestes conclusions, es vol afegir que, com s'ha anat dient durant la part final del projecte, aquest té com a finalitat portar les conclusions extretes a la realitat i per tant els passos posteriors al projecte serien:

- x Crear prototips dels diferents dissenys preparats per ser treballats a un túnel de vent professional i extreure els resultats per comprovar la validesa de les simulacions. Aquest pas faria augmentar, com ja s'ha comentat, el cost del projecte, però es considera el següent pas lògic i necessari per aconseguir corroborar resultats i portar-los al món real.
- x Dissenyar amb el material adient, com fibra de carboni, un aleró preparat per incorporar-se a la fisiognomia d'un bòlid de Fórmula 1 i testear el comportament real del monoplaça en el circuit. Cal comptar que en aquest últim pas, corroborar els resultats és molt més complicat a causa de que hi juga un paper important el factor humà en ells. De totes formes, una disminució en el temps per volta mig

demostrada pot ser el factor decisiu que corrobore els resultats extrets definitivament. A més, cal escoltar la opinió del pilot i les sensacions que rep del comportament que té el cotxe degut al nou aleró per poder també extreure conclusions.

AGRAÏMENTS

En primer lloc, m'agradaria agrair a l'Enric Trillas Gay per fer-se càrrec d'aquest projecte com a tutor i per guiar-me durant tot el procés, des del primer dia fins l'últim. Sense ell, aquest projecte no hauria estat possible.

També m'agradaria agrair a la meua família, sobretot al meu pare i a la meua mare, el seu recolzament durant els mesos en els que he estat treballant en el projecte per aguantar-me, animar-me i ajudar-me en els moments de més pressió.

Volia també agrair l'ajut del meu amic Ricard, que em va donar un cop de mà en la fabricació de la maqueta, facilitant-me l'accés a la seva impressora 3D personal.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] S. McBeath, Aerodinámica del automóvil de competición, Barcelona: CEAC, 2005.
- [2] «scrabsf1.com,» 15 Desembre 2015. [En línea]. Available:
<http://scrabsf1.com/?p=4302>. [Último acceso: 19 Octubre 2016].
- [3] «wikipedia.com,» [En línea]. Available:
https://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli. [Último acceso: 3 Octubre 2016].
- [4] J. I. R. Gregorio, «Estudi comparatiu de l'aleró posterior convencional i del doble aleró,» Barcelona, 2006.
- [5] «wikipedia.com,» [En línea]. Available:
https://es.wikipedia.org/wiki/Coeficiente_de_arrastre. [Último acceso: 3 Octubre 2016].
- [6] ETSEIB, Departament de Fluids, «Flux a l'entorn de cossos. Capa límit,» ETSEIB, Barcelona, 2015.
- [7] Á. Pino, «f1aldia.com,» 25 Agost 2012. [En línea]. Available:
<http://www.f1aldia.com/16286/capa-limite-flujos-laminar-turbulento-formula-1/>. [Último acceso: 5 Octubre 2016].
- [8] «airfoiltools.com,» [En línea]. Available:
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe448-il>. [Último acceso: 7 Novembre 2016].
- [9] A. Urlings, «f1technical.net,» 24 Abril 2016. [En línea]. Available:
<http://www.f1technical.net/features/20279?page=2>. [Último acceso: 28 Desembre 2016].
- [10] «theaviationbusiness.blogspot.com,» 9 Octubre 2015. [En línea]. Available:
<http://theaviationbusiness.blogspot.com.es/2015/10/the-slot-design-tactic-to-defend-stall.html>. [Último acceso: 28 Desembre 2016].
- [11] «wikipedia.com,» [En línea]. Available:
https://en.wikipedia.org/wiki/Leading_edge_slot. [Último acceso: 28 Desembre 2016].
- [12] FIA, «2016 FORMULA ONE TECHNICAL REGULATIONS,» 2016.
- [13] A. Rodriguez, «albrodpulf1.wordpress.com,» 17 Juliol 2016. [En línea]. Available:
<https://albrodpulf1.wordpress.com/2016/07/17/cambios-en-el-reglamento-tecnico-de-formula-1-2017/>. [Último acceso: 20 Desembre 2016].

- [14] S. Chernyshenko, «flowillustrator.com,» [En línea]. Available: <http://www.flowillustrator.com/fluid-dynamics/overview-of-common-fluid-flow-phenomena.php>. [Último acceso: 15 Novembre 2016].
- [15] «wikipedia.com,» [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics. [Último acceso: 5 Desembre 2016].
- [16] P. S. García, «Estudio aerodinámico de un vehículo de competición de Fórmula 1,» Barcelona, 2014.
- [17] «wikipedia.com,» [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Polylactic_acid. [Último acceso: 5 Gener 2017].

ANNEXOS

A. COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Computational fluid dynamics (CFD) is a branch of fluid mechanics that uses numerical analysis and algorithms to solve and analyze problems that involve fluid flows. Computers are used to perform the calculations required to simulate the interaction of liquids and gases with surfaces defined by boundary conditions. With high-speed supercomputers, better solutions can be achieved. Ongoing research yields software that improves the accuracy and speed of complex simulation scenarios such as transonic or turbulent flows. Initial experimental validation of such software is performed using a wind tunnel with the final validation coming in full-scale testing, e.g. flight tests.

A.1. BACKGROUND AND HISTORY

The fundamental basis of almost all CFD problems is the Navier–Stokes equations, which define many single-phase (gas or liquid, but not both) fluid flows. These equations can be simplified by removing terms describing viscous actions to yield the Euler equations. Further simplification, by removing terms describing vorticity yields the full potential equations. Finally, for small perturbations in subsonic and supersonic flows (not transonic or hypersonic) these equations can be linearized to yield the linearized potential equations.

Historically, methods were first developed to solve the linearized potential equations. Two-dimensional (2D) methods, using conformal transformations of the flow about a cylinder to the flow about an airfoil were developed in the 1930s.

One of the earliest type of calculations resembling modern CFD are those by Lewis Fry Richardson, in the sense that these calculations used finite differences and divided the physical space in cells. Although they failed dramatically, these calculations, together with Richardson's book "Weather prediction by numerical process", set the basis for modern CFD and numerical meteorology. In fact, early CFD calculations during the 1940s using ENIAC used methods close to those in Richardson's 1922 book.

The computer power available paced development of three-dimensional methods. Probably the first work using computers to model fluid flow, as governed by the Navier-Stokes equations, was performed at Los Alamos National Lab, in the T3 group. This group was led by Francis H. Harlow, who is widely considered as one of the pioneers of CFD. From 1957 to late 1960s, this group developed a variety of numerical methods to simulate transient two-dimensional fluid flows, such as Particle-in-cell method (Harlow, 1957), Fluid-in-cell method (Gentry, Martin and Daly, 1966), Vorticity stream function method (Jake Fromm, 1963), and Marker-and-cell method (Harlow and Welch, 1965). Fromm's vorticity-stream-function method for 2D, transient, incompressible flow was the first treatment of strongly contorting incompressible flows in the world.

The first paper with three-dimensional model was published by John Hess and A.M.O. Smith of Douglas Aircraft in 1967. This method discretized the surface of the geometry with panels, giving rise to this class of programs being called Panel Methods. Their method itself was simplified, in that it did not include lifting flows and hence was mainly applied to ship hulls and aircraft fuselages. The first lifting Panel Code (A230) was described in a

paper written by Paul Rubbert and Gary Saaris of Boeing Aircraft in 1968. In time, more advanced three-dimensional Panel Codes were developed at Boeing (PANAIR, A502), Lockheed (Quadpan), Douglas (HESS), McDonnell Aircraft (MACAERO), NASA (PMARC) and Analytical Methods (WBAERO, USAERO and VSAERO). Some (PANAIR, HESS and MACAERO) were higher order codes, using higher order distributions of surface singularities, while others (Quadpan, PMARC, USAERO and VSAERO) used single singularities on each surface panel. The advantage of the lower order codes was that they ran much faster on the computers of the time. Today, VSAERO has grown to be a multi-order code and is the most widely used program of this class. It has been used in the development of many submarines, surface ships, automobiles, helicopters, aircraft, and more recently wind turbines. Its sister code, USAERO is an unsteady panel method that has also been used for modeling such things as high speed trains and racing yachts. The NASA PMARC code from an early version of VSAERO and a derivative of PMARC, named CMARC, is also commercially available.

In the two-dimensional realm, a number of Panel Codes have been developed for airfoil analysis and design. The codes typically have a boundary layer analysis included, so that viscous effects can be modeled. Professor Richard Eppler of the University of Stuttgart developed the PROFILE code, partly with NASA funding, which became available in the early 1980s. This was soon followed by MIT Professor Mark Drela's XFOIL code. Both PROFILE and XFOIL incorporate two-dimensional panel codes, with coupled boundary layer codes for airfoil analysis work. PROFILE uses a conformal transformation method for inverse airfoil design, while XFOIL has both a conformal transformation and an inverse panel method for airfoil design.

An intermediate step between Panel Codes and Full Potential codes were codes that used the Transonic Small Disturbance equations. In particular, the three-dimensional WIBCO code, developed by Charlie Boppe of Grumman Aircraft in the early 1980s has seen heavy use.

Developers turned to Full Potential codes, as panel methods could not calculate the non-linear flow present at transonic speeds. The first description of a means of using the Full Potential equations was published by Earll Murman and Julian Cole of Boeing in 1970.[25] Frances Bauer, Paul Garabedian and David Korn of the Courant Institute at New York University (NYU) wrote a series of two-dimensional Full Potential airfoil codes that were widely used, the most important being named Program H.[26] A further growth of Program H was developed by Bob Melnik and his group at Grumman Aerospace as Grumfoil. Antony Jameson, originally at Grumman Aircraft and the Courant Institute of NYU, worked with David Caughey to develop the important three-dimensional Full Potential code FLO22 in 1975. Many Full Potential codes emerged after this, culminating in Boeing's Tranair (A633) code, which still sees heavy use.

The next step was the Euler equations, which promised to provide more accurate solutions of transonic flows. The methodology used by Jameson in his three-dimensional FLO57 code (1981) was used by others to produce such programs as Lockheed's TEAM program and IAI/Analytical Methods' MGAERO program. MGAERO is unique in being a structured cartesian mesh code, while most other such codes use structured body-fitted grids (with the exception of NASA's highly successful CART3D code, Lockheed's

SPLITFLOW code[34] and Georgia Tech's NASCART-GT). Antony Jameson also developed the three-dimensional AIRPLANE code which made use of unstructured tetrahedral grids.

In the two-dimensional realm, Mark Drela and Michael Giles, then graduate students at MIT, developed the ISES Euler program (actually a suite of programs) for airfoil design and analysis. This code first became available in 1986 and has been further developed to design, analyze and optimize single or multi-element airfoils, as the MSES program. MSES sees wide use throughout the world. A derivative of MSES, for the design and analysis of airfoils in a cascade, is MISES, developed by Harold "Guppy" Youngren while he was a graduate student at MIT.

The Navier–Stokes equations were the ultimate target of development. Two-dimensional codes, such as NASA Ames' ARC2D code first emerged. A number of three-dimensional codes were developed (ARC3D, OVERFLOW, CFL3D are three successful NASA contributions), leading to numerous commercial packages.

A.2. METHODOLOGY

In all of these approaches the same basic procedure is followed.

- x During preprocessing
- x The geometry (physical bounds) of the problem is defined. CAD data are suitably processed (cleaned-up) and the fluid volume (or fluid domain) is extracted.
- x The volume occupied by the fluid is divided into discrete cells (the mesh). The mesh may be uniform or non-uniform, structured or unstructured, consisting of a combination of hexahedral, tetrahedral, prismatic, pyramidal or polyhedral elements.
- x The physical modeling is defined – for example, the equations of fluid motion + enthalpy + radiation + species conservation
- x Boundary conditions are defined. This involves specifying the fluid behaviour and properties at all bounding surfaces of the fluid domain. For transient problems, the initial conditions are also defined.
- x The simulation is started and the equations are solved iteratively as a steady-state or transient.
- x Finally a postprocessor is used for the analysis and visualization of the resulting solution.

Discretization methods

The stability of the selected discretisation is generally established numerically rather than analytically as with simple linear problems. Special care must also be taken to ensure that the discretisation handles discontinuous solutions gracefully. The Euler equations and Navier–Stokes equations both admit shocks, and contact surfaces.

Some of the discretization methods being used are:

- **Finite volume method**

The finite volume method (FVM) is a common approach used in CFD codes, as it has an advantage in memory usage and solution speed, especially for large problems, high Reynolds number turbulent flows, and source term dominated flows (like combustion).

In the finite volume method, the governing partial differential equations (typically the Navier-Stokes equations, the mass and energy conservation equations, and the turbulence equations) are recast in a conservative form, and then solved over discrete control volumes. This discretization guarantees the conservation of fluxes through a particular control volume. The finite volume equation yields governing equations in the form,

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F d\mathbf{A} = 0,$$

where Q is the vector of conserved variables, F is the vector of fluxes (see Euler equations or Navier-Stokes equations), V is the volume of the control volume element, and A is the surface area of the control volume element.

- **Finite element method**

The finite element method (FEM) is used in structural analysis of solids, but is also applicable to fluids. However, the FEM formulation requires special care to ensure a conservative solution. The FEM formulation has been adapted for use with fluid dynamics governing equations. Although FEM must be carefully formulated to be conservative, it is much more stable than the finite volume approach. However, FEM can require more memory and has slower solution times than the FVM.

In this method, a weighted residual equation is formed:

$$R_i = \iiint W_i Q dV^e$$

where R_i is the equation residual at an element vertex i , Q is the conservation equation expressed on an element basis, W_i is the weight factor, and V_e is the volume of the element.

- **Finite difference method**

The finite difference method (FDM) has historical importance, and is simple to program. It is currently only used in few specialized codes, which handle complex geometry with high accuracy and efficiency by using embedded boundaries or overlapping grids (with the solution interpolated across each grid).

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0$$

where Q is the vector of conserved variables, and F , G , and H are the fluxes in the x , y , and z directions respectively.

- Spectral element method

Spectral element method is a finite element type method. It requires the mathematical problem (the partial differential equation) to be cast in a weak formulation. This is typically done by multiplying the differential equation by an arbitrary test function and integrating over the whole domain. Purely mathematically, the test functions are completely arbitrary - they belong to an infinite-dimensional function space. Clearly an infinite-dimensional function space cannot be represented on a discrete spectral element mesh; this is where the spectral element discretization begins. The most crucial thing is the choice of interpolating and testing functions. In a standard, low order FEM in 2D, for quadrilateral elements the most typical choice is the bilinear test or interpolating function. In a spectral element method however, the interpolating and test functions are chosen to be polynomials of a very high order (typically e.g. of the 10th order in CFD applications). This guarantees the rapid convergence of the method. Furthermore, very efficient integration procedures must be used, since the number of integrations to be performed in a numerical codes is big. Thus, high order Gauss integration quadratures are employed, since they achieve the highest accuracy with the smallest number of computations to be carried out. At the time there are some academic CFD codes based on the spectral element method and some more are currently under development, since the new time-stepping schemes arise in the scientific world. You can refer to the C-CFD website to see movies of incompressible flows in channels simulated with a spectral element solver or to the Numerical Mechanics (see bottom of the page) website to see a movie of the lid-driven cavity flow obtained with a completely novel unconditionally stable time-stepping scheme combined with a spectral element solver.

Turbulence models

In computational modeling of turbulent flows, one common objective is to obtain a model that can predict quantities of interest, such as fluid velocity, for use in engineering designs of the system being modeled. For turbulent flows, the range of length scales and complexity of phenomena involved in turbulence make most modeling approaches prohibitively expensive; the resolution required to resolve all scales involved in turbulence is beyond what is computationally possible. The primary approach in such cases is to create numerical models to approximate unresolved phenomena. This section lists some commonly used computational models for turbulent flows.

Turbulence models can be classified based on computational expense, which corresponds to the range of scales that are modeled versus resolved (the more turbulent scales that are resolved, the finer the resolution of the simulation, and therefore the higher the computational cost). If a majority or all of the turbulent scales are not modeled, the computational cost is very low, but the tradeoff comes in the form of decreased accuracy.

In addition to the wide range of length and time scales and the associated computational cost, the governing equations of fluid dynamics contain a non-linear convection term and a non-linear and non-local pressure gradient term. These nonlinear equations must be solved numerically with the appropriate boundary and initial conditions.

- **Reynolds-averaged Navier-Stokes**

Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations are the oldest approach to turbulence modeling. An ensemble version of the governing equations is solved, which introduces new apparent stresses known as Reynolds stresses. This adds a second order tensor of unknowns for which various models can provide different levels of closure. It is a common misconception that the RANS equations do not apply to flows with a time-varying mean flow because these equations are 'time-averaged'. In fact, statistically unsteady (or non-stationary) flows can equally be treated. This is sometimes referred to as URANS. There is nothing inherent in Reynolds averaging to preclude this, but the turbulence models used to close the equations are valid only as long as the time over which these changes in the mean occur is large compared to the time scales of the turbulent motion containing most of the energy.

- **Large eddy simulation**

Large eddy simulation (LES) is a technique in which the smallest scales of the flow are removed through a filtering operation, and their effect modeled using subgrid scale models. This allows the largest and most important scales of the turbulence to be resolved, while greatly reducing the computational cost incurred by the smallest scales. This method requires greater computational resources than RANS methods, but is far cheaper than DNS.

- **Detached eddy simulation**

Detached eddy simulations (DES) is a modification of a RANS model in which the model switches to a subgrid scale formulation in regions fine enough for LES calculations. Regions near solid boundaries and where the turbulent length scale is less than the maximum grid dimension are assigned the RANS mode of solution. As the turbulent length scale exceeds the grid dimension, the regions are solved using the LES mode. Therefore, the grid resolution for DES is not as demanding as pure LES, thereby considerably cutting down the cost of the computation. Though DES was initially formulated for the Spalart-Allmaras model (Spalart et al., 1997), it can be implemented with other RANS models (Strelets, 2001), by appropriately modifying the length scale which is explicitly or implicitly involved in the RANS model. So while Spalart-Allmaras model based DES acts as LES with a wall model, DES based on other models (like two equation models) behave as a hybrid RANS-LES model. Grid generation is more complicated than for a simple RANS or LES case due to the RANS-LES switch. DES is a non-zonal approach and provides a single smooth velocity field across the RANS and the LES regions of the solutions.

- **Direct numerical simulation**

Direct numerical simulation (DNS) resolves the entire range of turbulent length scales. This marginalizes the effect of models, but is extremely expensive. The computational cost is proportional to Re . DNS is intractable for flows with complex geometries or flow configurations.

- **Coherent vortex simulation**

The coherent vortex simulation approach decomposes the turbulent flow field into a coherent part, consisting of organized vortical motion, and the incoherent part, which is the random background flow. This decomposition is done using wavelet filtering. The approach has much in common with LES, since it uses decomposition and resolves only the filtered portion, but different in that it does not use a linear, low-pass filter. Instead, the filtering operation is based on wavelets, and the filter can be adapted as the flow field evolves. Farge and Schneider tested the CVS method with two flow configurations and showed that the coherent portion of the flow exhibited the -40/39 energy spectrum exhibited by the total flow, and corresponded to coherent structures (vortex tubes), while the incoherent parts of the flow composed homogeneous background noise, which exhibited no organized structures. Goldstein and Vasilyev applied the FDV model to large eddy simulation, but did not assume that the wavelet filter completely eliminated all coherent motions from the subfilter scales. By employing both LES and CVS filtering, they showed that the SFS dissipation was dominated by the SFS flow field's coherent portion.

- **Vortex method**

The vortex method is a grid-free technique for the simulation of turbulent flows. It uses vortices as the computational elements, mimicking the physical structures in turbulence. Vortex methods were developed as a grid-free methodology that would not be limited by the fundamental smoothing effects associated with grid-based methods. To be practical, however, vortex methods require means for rapidly computing velocities from the vortex elements – in other words they require the solution to a particular form of the N-body problem (in which the motion of N objects is tied to their mutual influences). A breakthrough came in the late 1980s with the development of the fast multipole method (FMM), an algorithm by V. Rokhlin (Yale) and L. Greengard (Courant Institute). This breakthrough paved the way to practical computation of the velocities from the vortex elements and is the basis of successful algorithms. They are especially well-suited to simulating filamentary motion, such as wisps of smoke, in real-time simulations such as video games, because of the fine detail achieved using minimal computation.

Software based on the vortex method offer a new means for solving tough fluid dynamics problems with minimal user intervention. All that is required is specification of problem geometry and setting of boundary and initial conditions. Among the significant advantages of this modern technology;

- x It is practically grid-free, thus eliminating numerous iterations associated with RANS and LES.
- x All problems are treated identically. No modeling or calibration inputs are required.
- x Time-series simulations, which are crucial for correct analysis of acoustics, are possible.
- x The small scale and large scale are accurately simulated at the same time.

B. BREUS RESUM DE L'EVOLUCIÓ DE L'AERODINÀMICA DE COMPETICIÓ

B.1. INTRODUCCIÓ

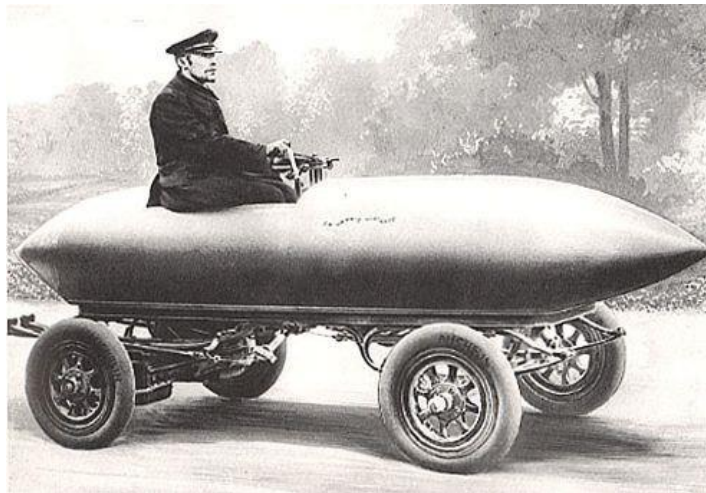
Sens dubte la part més impressionant i més treballada d'un formula 1 és l'aerodinàmica. Segons el diccionari és la branca de la mecànica dels fluids que estudia les accions que apareixen els cossos sòlids quan existeix un moviment relatiu entre aquests i el fluid. Però portada a competició, la aerodinàmica ha servit per al llarg del temps millorar els resultats aconseguits pel cotxe, primerament vistos en els rècords de velocitat i ja més posteriorment en millorar el pas per corba o la frenada.

En aquest apartat explicaré la història de l'aerodinàmica, però de forma breu, ja que aquesta ocupa més d'un segle i es podria arribar a escriure un llibre amb ella. Avançarem en la seva història de forma cronològica fins arribar a l'actualitat i divisar el futur d'aquesta ciència.

B.2. ELS PRIMERS COTXES AERODINÀMICS

L'aerodinàmica apareix als finals del segle XIX, amb les primeres competicions per superar els rècords de velocitat. Principalment tenia com a idea principal complementar el poder del motor amb una forma a la carrosseria per obtenir millor resultat.

El primer vehicle amb clara forma aerodinàmica que trobem a la historia és l'anomenat "*la jamais content*" creat al 1899, el qual supera els 100 km/h i s'inspira en la forma d'una bala, una forma que serà acollida pels competidors d'aquella època.



"La jamais content" inspirava la seva forma en la d'una bala per aconseguir major velocitat

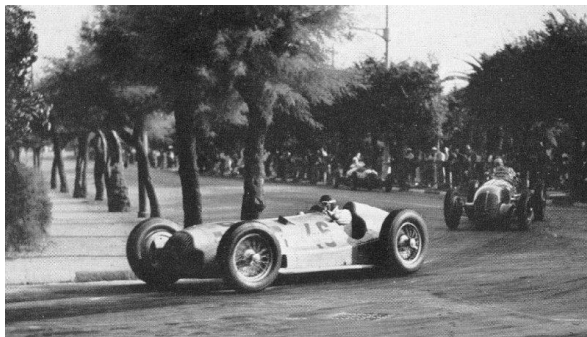
El progres va seguir avançant i va arribar al 1906 als Estats Units el bòlid anomenat Stanley Rocket el qual va arribar als 200 km/h. La seva carrosseria imitava la forma de les quilles dels vaixells, doncs la hidrodinàmica en aquella època estava molt més avançada i van aprofitar aquest factor per portar-lo als monoplaces.

B.3. ARRIBA EL CAMPIONAT MUNDIAL

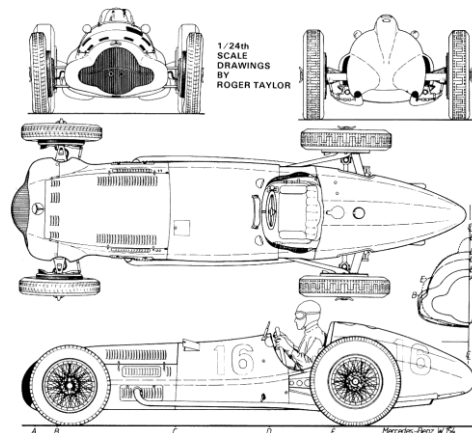
Després de les diferents proves de formes de cotxes per aconseguir millors resultats es va arribar a una la qual va ser utilitzada per la majoria de marques de bòlids i es va massificar el seu ús, doncs els resultats eren clarament millors, la qual cosa volia dir que era un clar avenç en l'aerodinàmica. Estem parlant de la forma de gota, intentaven crear el chassis a partir de suaus corbes així evitaven tallar l'aire amb plans laterals.

Però a partir del 1950 es crea el Campionat Mundial de la F1, una forma d'organitzar les curses i Grans Premis que ja es corrien en anys anteriors. Les escuderies més importants per aquells temps eren Alfa Romeo, Mercedes Benz i Ferrari. L'avenç massiu de l'aerodinàmica fa que els cotxes es semblin cada vegada més entre ells (no com en l'època actual, però si es distingeixen formes semblants). Com per exemple, el fet de portar el motor en la part posterior per així deixar més llibertat als dissenyadors en la part davantera, molt important en el camp aerodinàmic.

Durant els primers anys de la F1, alguns cotxes utilitzaven les rodes carenades, els Ferrari eren un d'ells, però més tard es va prohibir, cosa que va fer aproximar més tots els cotxes de la graella.



El Mercedes Benz W154 va competir en el Mundial l'any 1954. Podem comprovar que no té plans laterals, els altres bòlids s'assemblaven bastant a aquest.



B.4. APARICIÓ DELS PRIMERS ELEMENTS AERODINÀMICS

Durant la dècada dels seixanta, els monoplaces de Formula 1 van començar a agafar una fisonomia que va ser anomenada "forma de cigarro", va aparèixer de forma massiva en tots els cotxes de la graella que cada vegada més s'apropaven entre ells.

Però aquella època estava farcida de proves i també d'errors, fins que van aparèixer els elements aerodinàmics possiblement més importants en la F1: els alerons. En el G.P. de Mònaco de 1968 quan un Lotus va aparèixer en la graella no només amb un aleró posterior (element que ja havia aparegut en altres competicions o cotxes) sino que també

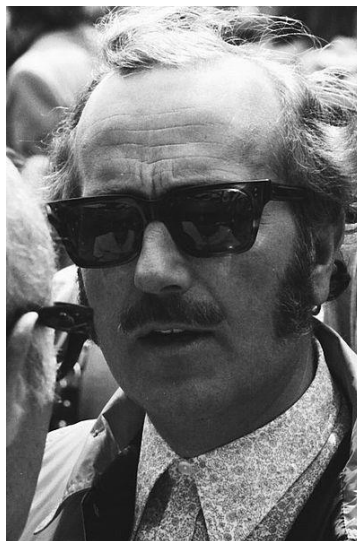
duia dos spoliers davanters. Més tard en el G.P. de Bèlgica apareix un Ferrari amb un aleró posterior el qual tenia una funció com l'actual DRS (el pilot podia variar la inclinació des de la cabina).

B.5. NAIXEMENT DE L'AERODINÀMICA MODERNA

Arriben els anys setanta i la variació més important que trobem és el canvi des de la "forma de cigarret" fins l'anomenada "forma de *cunya*". Des d'aquesta època l'aerodinàmica comença a centrar-se en la forma de la carrosseria i no tant en elements com els spoliers o alerons.

Tot i que el disseny principal dels cotxes era molt similar en tots els de la graella, costava trobar dos bòlids iguals, doncs els enginyers van començar a investigar en diverses solucions tècniques per aconseguir millors resultats. Algunes van tenir l'efecte esperat, d'altres no. Fins i tot es van veure cotxes amb sis rodes! Una cosa impensable en aquest moment.

I en aquesta època d'avenços l'escuderia Lotus tenia avantatge sobre les altres, i això era pel seu fundador, dissenyador i constructor Colin Chapman, el qual va dissenyar el Lotus 72, un dels primers cotxes amb forma de cunya que va triomfar i del qual tots els altres bòlids van extreure idees.



Colin Chapman, el pare de Lotus

Un dels avenços més importants d'aquesta època és el retràs de l'aleró posterior. Aquest fet es deu perquè és una forma de rebaixar l'angle d'incidència de l'aleró, ja que al col·locar-lo el més enrere possible es crea un efecte palanca. Per exemple, un aleró col·locat de forma estàndard amb 20° d'incidència té el mateix resultat que un enrederit amb un angle d'incidència de 6° , i contra menor sigui l'angle d'incidència menor resistència a l'avenç té el cotxe. El problema va ser que al col·locar-los tant endarrerit les rodes davanteres tendien a aixecar-se. La clau era compensar aquest factor amb la càrrega de l'aleró davanter, fet que donava molts mals de cap als enginyers.



El Lotus 72 es coneix com una de les grans joies de la F1, innovador en el disseny cuneïforme (el qual podem observar perfectament en la foto de perfil) va aconseguir grans resultats per l'equip de Colin Chapman. En la primera foto estava conduït pel mític pilot Emerson Fittipaldi



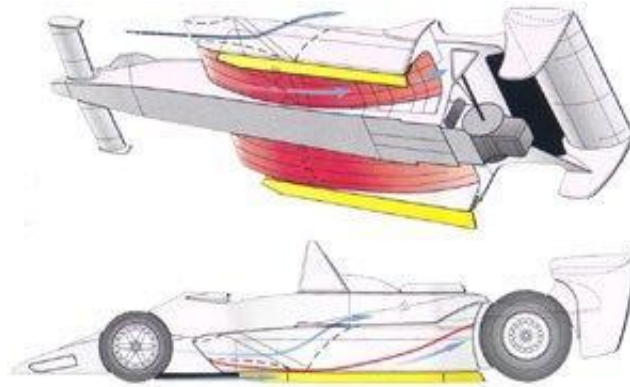
2.6. SKIRTS I L'INICI DEL GROUND EFFECT

El següent pas en l'avenç aerodinàmic anava a marcar un abans i un després en la Fórmula 1, es tracta de l'anomenat disseny del "cotxe ala" o *wing car*. Els dissenyadors creen uns pontons laterals pels cotxes amb forma de perfil alar, és a dir, incorporen l'aerodinàmica dels alerons a bona part del xassís.

Però la tècnica que va començar a revolucionar aquest factor eren els *skirts* o faldons. Intentaven impedir que l'aire circulés per sota del cotxe i així poder traçar corbes més veloses. Però va tornar a ser Lotus i Chapman qui van trobar la solució perfecta: tractava de tapar els perfils alars laterals amb *skirts* per poder aïllar-lo de l'aire exterior, és a dir deixaven entrar l'aire i impediend que es desviés de la seva trajectòria aprofitant el màxim l'aerodinàmica del perfil. Va ser el Lotus 78 el primer autèntic *wing car* que va córrer una cursa oficial. Així va néixer l'efecte terra o *ground effect*, tot i que després es va millorar. Era l'any 1977.

Per donar espai als pontons amb perfil alar es van haver de modificar la distribució del cotxe, el dipòsit de benzina es va col·locar en la part posterior i es va crear una nova caixa de canvis especial per deixar espai a aquesta tècnica.

El punt definitiu el trobem un any després, el Lotus 79 tenia els faldons rígids i no flexibles com ho tenien els seus antecessors. Va ser molt important en l'aerodinàmica ja que era el cotxe que més efecte terra va crear fins aquell moment.



Plànols del Lotus 79, on podem observar els faldons, el perfil alar i la direcció que agafa la massa d'aire sense cap possible desviació.

L'efecte terra

L'efecte terra o també anomenat *ground effect* consisteix en crear una diferència de pressió en l'aire que passa per sota del cotxe (baixa pressió) i el que passa per sobre (una pressió més alta). Això fa que el cotxe rodi enganxat al sòl amb un efecte ventosa i pugui girar a més velocitat. Es creava l'efecte ventosa sota els perfils alars dels laterals del cotxe que estaven coberts per les skirts.

Aquest impressionant efecte va ser portat a la F1 per els fabricants de Lotus al 1978, va ser un invent revolucionari i van aconseguir superar amb facilitat als seus rivals fent-se amb el campionat d'aquell any. Dos anys després tots els cotxes de la graella duien ja incorporat aquest efecte, però un any després va ser prohibit per la inestabilitat del cotxe, ja que quan el bòlid passava per un sot, la pressió de sota del cotxe no era lo suficient petita i podia donar un petit salt i fins i tot enlairar-se i produir greus accidents.



Mario Andretti va guanyar l'any 1978 el Campionat de F1 amb el meravellós Lotus 79.

B.7. PROHIBICIÓ DELS *SKIRTS*

La FIA no tarda a prohibir els faldons i amb ells desapareix la majoria del efecte terra, doncs obligaven a tenir el cotxe a una altura de 6 cm de l'asfalt.

Però aquesta prohibició va ser una empenta de motivació cap als dissenyadors per adaptar-se a la nova reglamentació. Van distingir-se dos camins d'evolució però que portaven al mateix destí, tornar a aconseguir baixar el xassís del cotxe. Gordon Murray de Brabhan F1 av recórrer a la suspensió hidropneumàtica mentre que Lotus i Colin Chapman es van centrar en la idea d'un doble xassís que feia que a certes velocitats s'apropés al terra gràcies a l'aerodinàmica.

La FIA va considerar antireglamentari el Lotus de Chapman i el seu doble xassís, però va acceptar el model de Brabhan. Poc després tots els cotxes van intentar copiar aquell model, però era massa tard, el equip Brabhan tenia avantatge i es va proclamar campió de l'any 1981.

Tot i això un any després la suspensió hidropneumàtica va ser prohibida a l'any 1982 i van aparèixer els primers cotxes de fibra de carboni i amb els anomenats motors Turbo.

B.8. LA POTÈNCIA DELS MOTORS TURBO

Amb l'arribada dels motors Turbo i la desaparició de l'efecte terra i els faldons arriba una nova època a la Formula 1. Alguns cotxes van intentar crear el que es va anomenar les *pseudoskirts*, per intentar tornar a aprofitar l'efecte terra, però va suposar gravíssims accidents com el de Gilles Villeneuve, ja que els pontons no eren tan segurs i tenien el perfil alar negatiu. Al passar per un sot i separar-se del terra creava turbulències i el propi perfil alar intentava girar-se per quedar-se en la seva forma original, fent donar la volta a tot el monoplaça.



Gilles Villeneuve va patir un dels pitjors accidents de la F1, per culpa dels pontons amb perfil alar negatiu que el van fer volar literalment. El cotxe va acabar destrossat i ell va sortir llençat junt amb el seient a les tanques protectores. Aquest accident li va costar la vida al pilot de Ferrari.

S'acaba l'època dels *wing car* i arriben els anomenats cotxes amb disseny de fletxa, encara que no van perdurar massa temps en competició. Molt més fins i estrets al no tenir pontons i amb el nou fons pla sorgeix un problema greu: perden molta adherència. Tot això junt amb els nous motors Turbo van fer canviar radicalment la F1, d'uns cotxes amb un pas per corba molt ràpid es va passar a cotxes rapidíssims a rectes i amb dificultats a les corbes.

Per evitar aquest la pèrdua d'adherència es creen grans alerons posteriors per intentar donar més tracció a les rodes de darrere. El cotxe vist des de fora varia molt.



El Brabham BMW BT52 de l'any 1983. Es pot observar la fisonomia dels bòlids després de la desaparició de les *skirts*, un monoplaça molt més estret i amb uns grans alerons posteriors.

B.9. L'AERODINÀMICA INDUÏDA

Fins el moment es podia dir que l'aerodinàmica era una cosa natural, la qual depenia del medi ambient. Però va arribar un moment, al voltant del 1984 en que apareix l'aerodinàmica artificial, la induïda per elements mecànics o elèctrics que permetien optimitzar allò natural de forma artificial.

Parlem de les suspensions actives, amb un control electrònic, un fet molt important en l'aerodinàmica d'aquell moment, doncs aconseguia que tingués un major efecte en el monoplaça. Van ser introduïdes per Lotus la temporada del 84, l'última gran idea de Colin Chapman abans de la seva mort.

Més tard, al 1986 els bòlids van començar a agafar una forma de nas aixecat, és a dir, corrien amb el xassís inclinat cap endarrere per aconseguir crear un petit efecte venturi. Això va fer que les plaques de titani inferiors del cotxe xoquessin normalment amb el sòl i sortissin espurnes dels cotxes.



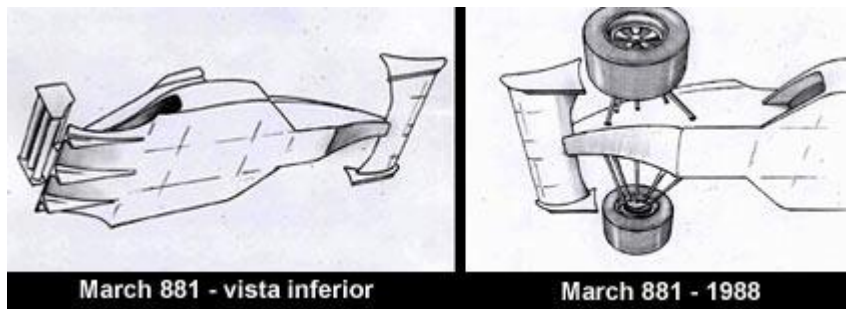
El Renault Lotus de Senna va ser el primer en treure espurnes.

B.10. EL PRINCIPI AERODINÀMIC ACTUAL

El concepte aerodinàmic actual a la graella de F1 prové de la intel·ligència del ara enginyer de Red Bull Racing F1, Adrian Newey. Es remunta a l'any 1988, quan encara es trobava en la modesta escuderia March F1, la qual no disposava de bons motors, va intentar superposar aquests problemes amb un concepte aerodinàmic anomenat vulgarment morro elevat.

Aquest principi es basa simplement en aixecar la part davantera del cotxe per sobre del pla del bòlid. Això fa que passi més aire i que després aquest es comprimeixi per passar per sota el monoplaça crear un petit efecte terra. Després, gràcies als difusors s'aconseguia crear un efecte venturi. Per aconseguir donar forma a aquest projecte es va haver de canviar la cabina del pilot fent-la més petita.

Des d'aquest concepte fins l'actualitat només s'ha anat optimitzant la idea o afegint-li nous factors, però la idea principal segueix sent la de morro elevat. L'aerodinàmica del cotxe passa fonamentalment per aquest principi.



El morro elevat del March 881 es va contagiar per tota la graella i ha arribat fins avui dia.